深圳航空公司

飞　行　手　册

BOEING 737-300

批准________________________ 日期_____________________

深 圳 航 空 公 司

批准________________________ 日期___________________

中 国 民 航 总 局

BOEING

737-300

飞行手册



深 圳 航 空 公 司

版 本 ：1　　　　日 期 ：2000/1/15

有效页清单

型号： 737-300

单位： KG/C

下列有效页组成的本手册适用于该有效页清单末尾所列出的飞机序号。

波音版本： 29 日期：1999 年 07 月 12 日

签发：FAA 运输飞机管理局西雅图飞机认证办公室 FAA 指定工程代表

页面	日期	页面	日期	页面	日期
封面		2-2	00-1-15	3.2-2	00-1-15
1	00-1-15	2-3	00-1-15	3.2-3	00-1-15
有效页清单		2-4	00-1-15	3.2-4	00-1-15
1	00-1-15	2-5	00-1-15	3.2-5	00-1-15
2	00-1-15	2-6	00-1-15	3.2-6	00-1-15
3	00-1-15	2-7	00-1-15	3.2-7	00-1-15
4	00-1-15	2-8	00-1-15	3.2-8	00-1-15
目录		第 3 章 操纵程序		3.2-9	00-1-15
1	00-1-15	3-1	00-1-15	3.2-10	00-1-15
第 1 章 批准的限制		3.1 正常程序		第 4 章 性能	
1-0	00-1-15	3.1-1	00-1-15	4-1	00-1-15
1-1	00-1-15	3.1-2	00-1-15	4.1 概述	
1-1A	00-1-15	3.1-2A	00-1-15	4.1-1	00-1-15
1-2	00-1-15	3.1-3	00-1-15	4.1-2	00-1-15
图表		3.1-4	00-1-15	4.1-3	00-1-15
1-3	03-03-92	3.1-5	00-1-15	4.1-4	00-1-15
1-3B	03-17-92	3.1-6	00-1-15	4.1-5	00-1-15
正文		3.1-7	00-1-15	4.1-6	00-1-15
1-4	00-1-15	3.1-8	00-1-15	4.1-7	00-1-15
1-5	00-1-15	3.1-9	00-1-15	4.1-8	00-1-15
1-6	00-1-15	3.1-10	00-1-15	4.1-9	00-1-15
1-6A	00-1-15	3.1-11	00-1-15	4.1-10	00-1-15
1-7	00-1-15	3.1-12	00-1-15	4.1-11	00-1-15
1-8	00-1-15	3.1-13	00-1-15	4.1-12	00-1-15
1-9	00-1-15	3.1-13A	00-1-15	4.1-13	00-1-15
1-10	00-1-15	3.1-13B	00-1-15	4.1-14	00-1-15
1-11	00-1-15	3.1-14	00-1-15	4.1-15	00-1-15
1-12	00-1-15	3.1-15	00-1-15	4.1-16	00-1-15
第 2 章 紧急程序		3.1-16	00-1-15	4.1-17	00-1-15
2-0	00-1-15	3.2 非正常程序		4.1-18	00-1-15
2-1	00-1-15	3.2-1	00-1-15	图表	

有效页清单

有效页清单

页面	日期	页面	日期	页面	日期
4.9-10	00-1-15	4.9-52	04-11-85	4.12-9	05-02-85
4.9-11	00-1-15	4.9-53	04-11-85	4.12-10	05-02-85
4.9-12	00-1-15	4.9-54	04-11-85	4.12-11	05-02-85
4.9-13	00-1-15	4.9-55	04-11-85	4.13 着陆场地长度和速度	
4.9-14	00-1-15	4.9-56	03-31-97	4.13-1	00-1-15
4.9-15	00-1-15	4.9-57	03-31-97	4.13-2	00-1-15
4.9-16	00-1-15	4.9-57A	11-15-95	4.13-3	00-1-15
4.9-17	00-1-15	4.9-58	05-28-85	图表	
4.9-18	00-1-15	4.10 改进爬时性能		4.13-4	10-22-86
4.9-19	00-1-15	4.10-1	00-1-15	4.13-5	03-03-92
4.9-20	00-1-15	4.10-2	00-1-15	4.13-6	03-03-92
4.9-21	00-1-15	4.10-3	00-1-15	4.13-7	06-08-88
4.9-22	00-1-15	4.10-4	00-1-15	4.13-8	05-02-85
4.9-23	00-1-15	4.10-5	00-1-15	4.13-9	05-02-85
图表		图表		4.13-10	05-02-85
4.9-25	04-11-85	4.10-6	09-09-86	4.13-11	11-14-84
4.9-26	04-11-85	4.10-7	04-11-85	4.13-12	11-14-84
4.9-27	04-11-85	4.10-8	04-11-85	附录 1	
4.9-28	04-11-85	4.10-9	04-11-85	APP1-I	00-1-15
4.9-29	01-25-85	4.10-10	11-14-84	APP1-II	00-1-15
4.9-30	01-25-85	4.10-11	11-14-84	APP1-1	00-1-15
4.9-31	03-31-97	4.10-12	11-14-84	APP1-2	00-1-15
4.9-32	03-31-97	4.10-13	11-14-84	APP1-3	00-1-15
4.9-33	03-31-97	4.11 航路爬升		APP1-4	00-1-15
4.9-34	03-31-97	4.11-1	00-1-15	APP1-5	00-1-15
4.9-35	03-31-97	4.11-2	00-1-15	图表	
4.9-36	03-31-97	图表		APP1-6	11-16-88
4.9-37	03-31-97	4.11-3	01-25-85	APP1-6	11-16-88
4.9-38	03-31-97	4.11-4	01-25-85	APP1-6	01-09-89
4.9-39	11-14-84	4.11-5	01-25-85	APP1-6	11-16-88
4.9-40	12-13-88	4.11-6	01-25-85	APP1-6	11-16-88
4.9-41	12-13-88	4.11-7	01-25-85	APP1-6	01-09-89
4.9-42	12-13-88	4.12 进近和着陆爬升		附录 3	
4.9-43	12-13-88	4.12-1	00-1-15	APP3-I	00-1-15
4.9-44	12-13-88	4.12-2	00-1-15	APP3-II	00-1-15
4.9-45	12-13-88	图表		APP3-1	00-1-15
4.9-46	12-13-88	4.12-3	04-11-85	APP3-2	00-1-15
4.9-47	12-13-88	4.12-4	04-11-85	例题 1	
4.9-48	12-13-88	4.12-5	09-25-85	APP3-例 1-1	00-1-15
4.9-49	12-13-88	4.12-6	07-01-96	APP3-例 1-2	00-1-15
4.9-50	12-13-88	4.12-7	07-01-96	APP3-例 1-3	00-1-15
4.9-51	12-13-88	4.12-8	07-01-96	APP3-例 1-4	00-1-15

有效页清单

目 录

第 1 章　批准的限制

目 录

黑体字是图表。
宋体字是文字。

第1章 批准的限制

重 量 限 制

	千克（公斤）
最大滑行重量	56,699 (1)
	61,461 (2)
	62,368 (3)
最大起飞重量	56,472 (1)
	61,235 (2)
	62,142 (3)
最大着陆重量	51,709 (1)
	51,709 (2)
	52,888 (3)
最大无油重量	47,627 (1)
	48,307 (2)
	49,713 (3)

注：本章最大重量限制可能会小于重心图表查得的限制，具体请参考相应的重量和平衡手册所规定的飞机装载限制。

(1) 仅适用 B2931、B2932 飞机。
(2) 仅适用 B2939、B2940、B2972 飞机。
(3) 仅适用 B2971 飞机。

重 量 限 制 （续）

性能限制

由于受以下条件限制，起飞重量（在飞机松刹车或开始起飞滑跑时的重量）小于规定的最大起飞重量：

1. 最大起飞重量受第四章的最大起飞爬升限制图表查得的高度和温度限制。
2. 由第四章的最大起飞重量场地长度限制图表、跑道长度和 V1 修正图表确定的起飞跑道长度限制。
3. 第四章的轮胎速度和刹车能量限制。
4. 第四章的越障、航路和着陆操作限制。

着陆重量可能会因为以下任一限制而比规定的最大着陆重量小：

1. 由第四章着陆场地长度和速度图表所确定的着陆跑道长度限制。
2. 最大进近和着陆爬升重量受第四章的最大着陆重量爬升限制图表查得的场高和温度的限制。

性 能 构 形

必须遵循 4.1 节所介绍的飞机性能构形。

认 证 状 态

该飞机被批准为 FAR 25 部和 36 部运输类飞机。

飞 机 的 运 行 种 类

当飞机所安装的设备与联邦航空法所的规定一致时，无论在白天或夜晚都允许飞机在以下各种飞行条件下使用。

目视飞行　VFR
仪表飞行　IFR
结冰条件下
水上延伸飞行

机 动 飞 行 载 荷 限 制

襟翼收上……………………………………………………………………+2.5g 到-1.g
襟翼放下……………………………………………………………………+2.0g 到 0.0g

飞 行 机 组

要求的机组成员人数：两名飞行员

使 用 限 制

跑道坡度：±2 %
最大起飞和着陆顺风标准：10 海里/小时
最大工作高度：压力高度 37，000 英尺
最大起飞和着陆高度：8，400 英尺（压力高度）

注：如果压力高度在-1000 英尺以下，在使用性能数据表时用-1000 英尺。

起飞、着陆和航路中温度限制——使用外界温度包线图（第 4.1 节）

如果超过图表值，要遵守第 4.13 节最快滑出滑进重量图表所示的最少地面时间。

最大飞行使用纬度：北纬 73 度到南纬 60 度。

燃 油 系 统 限 制

燃油管理

最大可加油量为两边主油箱各 4,827 公斤，中央油箱 7,448 公斤。

注：如果已经贯彻了波音发布的 737-28A1123 通告的第二部分内容，中央油箱油量最大充许为 6,568 公斤。

油量横向不平衡:

在两个机翼的一号和二号主油箱的油量横向不平衡应为零。在滑行、起飞、飞行中或着陆阶段偶然出现的机翼油量不平衡应不超过 453 公斤。

燃油装载:

当中央油箱油量超过 453 公斤时，1 号和 2 号主油箱油量必须加满。当中央油箱油量在 453 公斤或更少时，在已经考虑了对平衡的影响之后，主油箱可以装载部份燃油。

正常的燃油使用：

中央油箱的燃油用完后，再用机翼主油箱的油，在已经考虑对平衡的影响后中央油箱最多可保留 453 公斤。

发 动 机 限 制 (CFM56-3-B1/-3B-2/-3C-1)

发动机推力

起飞和最大连续推力的 N1 值可以从第 4.2 节的相关推力设置图表查得。

发动机转速

最大使用限制：

N1-低压压缩机转子 106.0%
N2-高压压缩机转子 105.0%

发动机排气温度

工作状态	温度限制	时间限制
起飞	930°C	5 分钟
最大连续	895°C	连续使用
起动	725°C	

发动机仪表标记

最大极限被标成红色经线。
警告区域用黄色弧线带标明。
正常使用区域用绿色弧线带标明。
最小极限用红色经线标明。

发 动 机 极 限 （续）

发动机燃油系统

在 CFM56-3 系列安装手册中指定的燃油已经做了修改，并且符合 ASTM-D-1655 民用喷气机燃料规范。Jet A Jet A1 和 Jet B 可以在该发动机中不受限制的使用。符合 MIL-T-5624 G 标准，等级为 JP4 和 JP5 的燃油以及符合 MIL-T-83133 等级为 JP-8 的燃油可作为备用燃油。当使用以上任一种或其混合燃油时，发动机将会令人满意地工作。

最高油箱燃油温度为 49°C

飞行中油箱燃油温度必须保持在所用燃油冰点以上至少 3°C 或保持在-45°C 的两者中较高者。

可使用燃油防冰添加剂 PFA 55MB，但其浓度不可超过 0.15%。燃油系统没有防冰设备。

燃油交输活门 （适航指令 88-21-03）

每次延程飞行期间，在巡航的最后一个小时，应执行对燃油交输活门的检查，并将活门的失效状况写在飞机技术记录本上。

*根据本手册的第 3.1 节，此条仅适用于延程飞行的飞机。

发动机滑油系统

最小滑油压力 13psi。当设定了起飞推力时，如果发动机的滑油压力在黄区，则不充许起飞。

连续使用时，最高滑油温度为 160°C。

最高滑油温度为 165°C 时，在温度 160°C 至 165°C 之间使用的时间限制为 15 分钟。

批准使用的滑油类型已经在 CFM56-3 服务通告 79-001 中被标明并作了修改。

当滑油压力低于 13 psi 时，查阅第 3.2 节的非正常程序。

发 动 机 限 制

发动机在雨中、冰雹和冻雨中使用*

当飞行中遭遇或预期要遇到中度或严重降水、冰雹或冻雨时，发动机起动电门必须放在飞行位同时 N1 必须保持不低于 45%，着陆处在短五边时除外。

- 适用于那些还在两台发动机上未采纳 CFMI 服务通告 72-450 中：“ 发动机——风扇装置——一种新型发动机整流罩隔板的介绍 ”，72-579 中，“ 发动机——风扇和压气机——用椭圆形替代圆锥形转子 ”，和 72-580，“ 发动机——通用的——VBV 系统修改的介绍的飞机 ”，当以上的 CFMI 服务通告被采纳时，波音的 737-71-1273 通告就要求被采纳。

反推

只能在地面使用。在空中飞行禁止选用反推。

防 冰 系 统 的 限 制

发动机防冰系统

在地面和飞行中，存在结冰条件或预期将要遇到结冰条件时，发动机防冰系统必须接通，除非在爬升或巡航时，静温低于-40°C。在结冰条件下，下降前必须接通发动机防冰电门，包括静温低于-40°C。

注：结冰条件：——在地面和起飞时OAT或飞行中TAT低于或等于10°C，并且有可见湿气存在（例如云中、能见度小于1英里的雾中，雨中、雪中、冻雨和冰晶）。

结冰条件也存在于地面起飞前，当飞机在地面运作时，外界温度低于10°C或以下，停机坪滑行道或跑道表面有积雪、积冰、积水或雪水时，可能被发动机吸入或冻结在发动机吊舱上。

不要光凭目视看到飞机表面有结冰才接通发动机防冰。依靠从驾驶舱目视看到结冰而延误了使用发动机防冰将会导致发动机严重受损。

机翼热防冰系统 （地面使用）（如安装）

不要使用机翼热防冰代替地面的除冰或防冰，检查程序必须依照操作规则。

当外界温度高于10°C时，不要在地面使用机翼防冰。

最 大 操 作 限 制 速 度 （VMO/MMO）

在飞行任何阶段都不充许故意超过最大操作限制速度。

注：由于仪表误差原因，飞机上所有带有标记的仪表和标牌所指示的数值(IAS,M)都不是精确值。VMO 是空速表上极限速度指针指示的速度限制值。

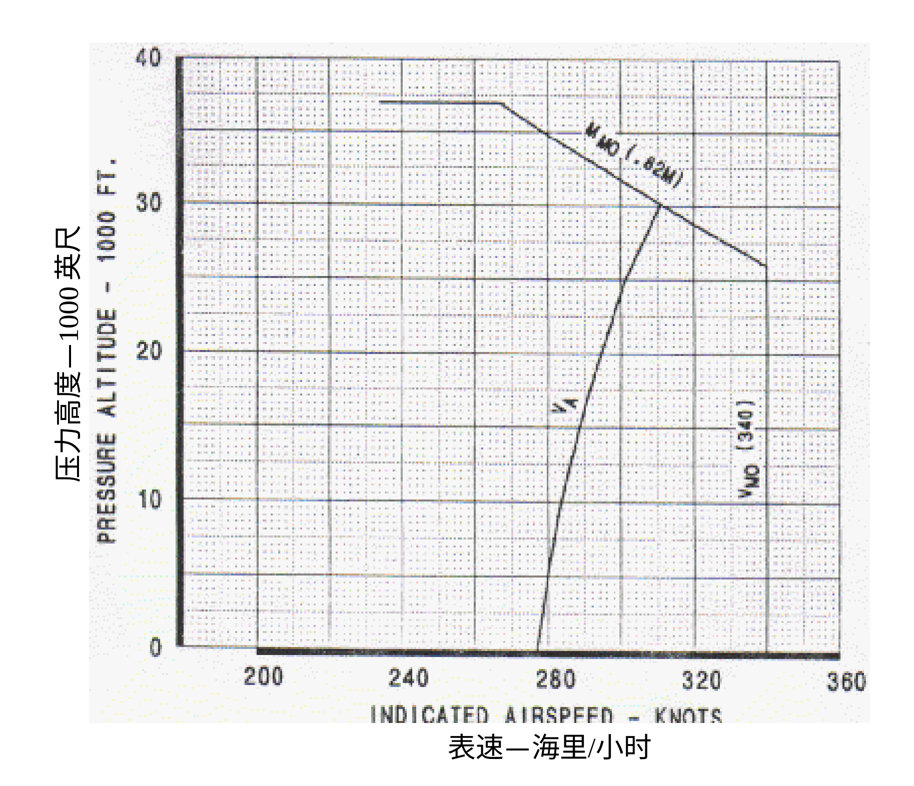
注：飞机上所有仪表的标记和标牌所示的是指示值（IAS，M）,并且没有经过校正仪表误差，VMO 由空速表上的限制速度指针指示。

最 大 空 速 限 制

襟翼标牌速度 V_{FE}	
位置	速度
1	230
2	230
5	225
10	210
15	195
25	190
30	185
40	158

起落架标牌速度	
收起	V_{LO}=235
放下	V_{LO}=270 M_{LO}=.82
放出	V_{LE}=320 M_{LE}=.82

- ◆ 使用备用系统放襟翼时，速度不要超过 230 海里/小时。
- ◆ 所指的速度是以“ 海里/小时 ”表示的表速和指示马赫数。



座 舱 增 压 限 制

系统最大安全压差：8.65 psi

起飞和着陆座舱允许最大压差为 0.125 psi（低于机场压力高度 136 英尺）

辅 助 动 力 装 置（APU）限 制 数 据

GTCP 85-129（H）

APU 排气温度限制是 760°C；连续工作温度限制是 710°C。

在 10,000 英尺以上不要使用 APU 同时供电和供气。

APU 供气的最大高度为 17,000 英尺。

APU 可使用直至 35,000 英尺。

自 动 驾 驶 和 飞 行 指 引 系 统

1.不要在起飞阶段低于 1000 英尺 AGL 时接通自动驾驶。
2.在单通道进近中，不要保持自动驾驶低于 50 英尺 AGL。
3.当自动驾驶接通时，禁止使用副翼配平。

自 动 驾 驶 方 式 控 制 面 板 （MCP）

以下程序必须通过适航指令 92-07-09 完成。

对于 SP300 型控制面板（序号为 10-62038-102，-105，-106，-107，-108，-109，-110，-115 或-116）：
1.一旦发生断电后，必须检查控制面板的设置。
2.一旦改变控制面板高度窗口的所选高度，必须核实显示高度与实际高度以确信没有误差。
3.任何高度改变必须监视自动驾驶是否截获并在所需高度上改平。

飞 机 的 通 讯 寻 址 和 报 告 系 统（ACARS）

在执行 ACARS 所显示或打印出的任何 ATC 指令前，必须单个地与源地面站确认这些指令。

交 通 告 警 和 防 撞 系 统

在必须执行 TCASⅡ决断通告的情况下，允许飞行员偏离现行的 ATC 指令。

外 型 缺 件 清 单 （CDL）

如果计划在失去某些次要的结构或部分发动机部件的状态下运行，该飞机的运行必须遵循飞机飞行手册中规定的限制，并根据 CDL 附录加以修正。

其 它 各 种 限 制

襟翼的使用：

不要在 20，000 英尺以上放襟翼。

甚高频无线电通讯：

以下的限制适用于那些还未执行 Honeywell 服务通告 4051600-22-0023 中关于安装 Honeywell 飞行管理计算机对 VHF-2 的异常啸声加以更正的飞机。

由于在飞行管理计算机、EFIS 符号发生器和第二部分 VHF 天线之间的电磁干扰，不要在 120.005MHZ 或 120.005 MHZ 频率中使用第二部 VHF 作主通讯频道。如果需要用 120.00 MHZ 或 120.005 MHZ 频率，则使用第一部 VHF。

高频无线电通讯

以下限制适用于那些安装有 Rockwell/Collins HFS-700 或 HFS-900 型无线电收发两用机的飞机：

飞行中禁止使用的 HF 高频频率：

11.133 Mhz
22.434 Mhz
22.683 Mhz
22.766 Mhz

第 2 章　紧急程序

目 录

第 2 章 紧急程序

本手册所包含的操作程序由制造厂商开发和推荐，并经 FAA 批准，用于飞机的操作。

记忆项目是最低限度立即采取行动的项目，非记忆项目只要时间允许尽快完成。

消除音响警告将会更加有利于机组在执行紧急程序中协调配合，按压主火警灯将会消除火警语音警告且使火警警告系统处于再予位。

火 警

当在驾驶舱内释放灭火瓶进行灭火时，机组成员必须始终使用 100%氧气。

无论何时在飞机遇到失火时，应尽快在最近的合适机场着陆，除非肯定火已熄灭。

当向上拉灭火手柄时，按压超控钮便可超控打开灭火电门锁。

火 警（续）

发动机失火、严重损坏或分离

当出现发动机失火或严重损坏或发动机飞脱时，完成以下程序。可以通过以下的现象加以识别：火警铃响，失火警告灯亮和发动机灭火手柄灯亮，或者当油门收回到慢车位后发动机过热灯仍亮。

记忆项目

推力手柄..关断
自动油门（如接通）...断开
起动手柄..关断
发动机灭火手柄..拔出

如果发动机火警电门或发动机过热灯仍亮：

发动机灭火手柄...向左或右转动

如果 30 秒后，发动机灭火手柄或发动机过热灯仍亮：
发动机灭火手柄...转向另一个灭火瓶

如果发动机灭火手柄或过热灯仍亮，在最近的合适机场着陆。

非记忆项目

隔离活门电门..关闭
APU 引气活门电门...关断
APU（如可用）...启动并接通汇流条
燃油...平衡

如需要机翼防冰：
组件电门（受影响的一侧）...关断
隔离活门.. 自动

注：在火熄灭之前，不要打开隔离活门。

发动机过热

推力手柄...关断
自动油门...脱开

如果发动机过热灯仍亮，完成发动机失火、严重损坏或飞脱程序。

如果发动机过热灯熄灭，以较小推力使用发动机，保持灯灭。

火 警 （续）

APU 火警

记忆项目

APU 灭火手柄..拔出并旋转

APU 电门..关断

非记忆项目

主火警警告..重置

轮舱火警

记忆项目

起落架（最大速度 270 KIAS/0.82 马赫）...放下
如果为了飞机的性能，必须收上起落架，那么在轮舱火警灯熄灭后，保持起落架放下 20 分钟。

非记忆项目

主火警..重置

货舱火警
（适用于结合了 737-26A1082 服务通告的飞机）

货舱灭火预位电门（前/后）..预位
货舱灭火释放电门..按压
按压并保持 1 秒（确定灭火瓶释放 0

注：可能要求释放灯持续亮 30 秒。

再循环风扇电门..关断
右组件电门..关断

在最近的合适机场着陆。

货舱火警探测故障

探测故障灯亮表明在一个或两个货舱中的探测环路已失效。

在一个或两个货舱中火警探测系统不工作。

火 警 （续）

电气系统冒烟或失火

记忆项目（如要求完成）

氧气面罩和调节器..戴上，100%
防烟眼镜...戴上
机组通讯...建立

如果烟源已经确定，断开受影响的电器设备的电源。

非记忆项目

如果不能确定烟源的位置：

汇流条转换开关...关断
厨房电源...关断

在最近的合适机场着陆。

火 警 （续）

驾驶舱排烟（驾驶舱或客舱源和通风口可用）

增压或非增压通过正常的驾驶舱通风来排烟，如果冒烟持续或严重，使用以下程序：

记忆项目

1.氧气面罩和调节器……………………………………………………………戴上，100%
2.防烟眼镜（如需要）……………………………………………………………戴上
3.驾驶舱门……………………………………………………………………………关上
4.机组通讯……………………………………………………………………………建立

非记忆项目：（没有数字式座舱增压控制系统 DCPCS 的飞机）

1.增压方式选择……………………………………………………………………STBY 备用
2.客舱高度选择（最大 10，000）………………………………………………增加
3.客舱升降率选择…………………………………………………………………最大增加
4.空调组件…………………………………………………………………………两者高流量
5.再循环风扇电门…………………………………………………………………关断
6.发动机引气………………………………………………………………………两个都接通
7.发动机推力手柄……………………………………45% N1 以上（在 15，000 英尺以上）
8.驾驶舱空调出口和单独通风口………………………………………………打开

非记忆项目（有 DCPCS 的飞机）

1.着陆高度设定……………………………………………………………………10，000 英尺
2.空调组件…………………………………………………………………………两个高流量
3.再循环风扇………………………………………………………………………关断
4.发动机引气………………………………………………………………………两个都接通
5.发动机推力手柄……………………………………45% N1 以上（在 15，000 英尺以上）
6.驾驶舱空调出口和单独通风口………………………………………………打开

小心：不要打开驾驶舱窗户，保持驾驶舱门关闭。

驾驶舱排烟（ 驾驶舱源无通风口）

当飞机不增压时，可用的通风口不能充分通风，并且已确定烟源是在驾驶舱内，使用以下程序：

记忆项目

1.氧气面罩和调节器……………………………………………………………戴上，100%
2.防烟眼镜（如需要）……………………………………………………………戴上
3.驾驶舱窗户………………………………………………………………………关上
4.机组通讯……………………………………………………………………………建立

火 警 （续）

驾驶舱排烟(驾驶舱或客舱源无通风口)（续）

非记忆项目

1.正常的等待速度（大约）..建立
2.副驾驶一侧的活动窗..打开

小心：只有当确信了烟源是在驾驶舱内才能打开驾驶舱窗户。

急 剧 失 压（飞机在 14，000 英尺以上）

记忆项目

氧气面罩和调节器..戴上，100%
机组通讯..建立
增压方式选择器..人工位
外流活门电门..关闭
下降（如需要）..开始

非记忆项目

机组氧气..正常
旅客氧气（如需要）..接通

紧 急 下 降

注：以下程序基于飞机结构是完整的。如果对结构的完整性有怀疑，应尽可能的限制速度，并且避免过大的机动负荷。

记忆项目

紧急下降..宣布
起动电门..接通
推力手柄..收光
减速板..飞行卡位
下降开始..最大坡度 45 度（如需要）
目标速度..Mmo/Vmo
改平高度..10，000 英尺或最低安全高度(MEA)（以高的为准）

水 上 迫 降

超控 GPWS 起落架警告，关断空调组件，发动机引气和 APU，并且人工关闭机舱外流活门。

旅客坐好系好安全带并穿好救生衣。

对于迫降进近，起落架收上位，着陆襟翼，速度 VREF，以大约 200 到 300 英尺每分钟的下降率。

旅 客 撤 离

发生意外事件，旅客应尽快从飞机上撤离，尽早通知撤离可以减少人员伤亡和损伤。在离开飞机之前，停留刹车刹住，选择襟翼 40 度，减速板下卡，关停发动机，释放（按需）发动机和 APU 灭火瓶。

自 动 驾 驶 升 降 舵 故 障

通过以下现象可以证明损失高度是由于自动驾驶升降舵故障：

水平飞行：当驾驶员识别后 3 秒钟，开始改出高度偏差 500 英尺。

进近：

(a) 当驾驶员识别后 1 秒开始改出，下滑道偏差 18 英尺。
(b) 当驾驶员开始识别并立即改出下滑道的偏差是微不足道的。

非 指 令 性 偏 转 或 横 滚

记忆项目：

用所有可用的飞行操纵保持对飞机的操纵。如果横滚无法控制，立即减小俯仰角并增加空速。在恢复操纵之前不应尝试保持高度。脱开自动驾驶和自动油门（如接通）。

第 3 章 操纵程序

第 3 章 操纵程序

本章的程序仅仅包括这些程序的一个行动或行动顺序，或错误行动的禁令，如果不遵守会导致对飞机的适航或对旅客和机组的安全有极为不利的影响。

本章所含的程序已被制造厂商认可，并由 FAA 批准允许在该飞机上使用。

第三章分为正常程序和非正常程序。3.1 节中的程序与系统失效或故障没有什么重要联系。3.2 节中所提供的程序与系统失效或故障有关。。

目 录

3.1 正常程序

页面

概 述

本章提供的程序是单独针对该飞机的，与系统故障或失效无主要关系。

起 飞

对于起飞程序和襟翼收放速度表的指导性资料数据，列在第 4.1 节的概述中。

延 程 飞 行：

（仅适用于系列号 25504，27284，27453，27455，27456，27462，27463，27469，27907 和 27910 等飞机）

按照 FAA 咨询通告 120-42A 对该型号飞机/发动机的设计可靠性和性能进行评估，并证实当飞机构形符合 FAA 批准波音文件 06-38123，“构形，维护和延程飞行程序”时，该机可用于延程飞行运行。但是这并不代表已批准可以实施延程飞行的运行。

发 动 机 点 火

起飞和着陆发动机点火必须接通。

燃 油 系 统

正常的油箱容量

	可用燃油	
油箱	美制加仑	加仑
1 号或 2 号	1499	1248
中央	2313*	1926*

*注：如果已经执行了 SB737-28A1132 服务通告，实际可载燃油量会小于表中列出的数值。参阅该手册第 1 章的限制数据。

燃油横向不平衡

1 号和 2 号主油箱之间的燃油横向不平衡必须为零。在滑行、起飞、飞行中或着陆时，燃油横向不平衡之差不能超过 453 公斤。

燃油装载

1. 1 号和 2 号主油箱所载油量是相等的。

2. 如果中央油箱的油量超过 453 公斤时，1 号和 2 号主油箱的油量必须加满。中央油箱的油量少于 453 公斤，机翼油箱可部份加油，但必须考虑所装油量对平衡的影响。

正常的燃油使用

正常情况下交输活门是关闭的。正常飞行时所有增压泵都是接通的（仅在有可用燃油时中央油箱油泵才接通）

为了平衡机翼燃油，打开交输活门并关掉油量较少的油箱增压泵，直到两边油量达到平衡。

先消耗中央油箱的燃油，再使用主油箱燃油。但是，中央油箱最多可以保留 453 公斤的燃油，以供考虑对平衡的影响。

反 推

在地面且推力手柄在慢车位时，拉起反推手柄到联锁位置，然后到反推卡位。当飞机减速到低于60 海里/小时时，调整反推手柄到反推慢车卡位，直到减速到滑行速度。当发动机减速到慢车时，手柄放至正推力位置。

减 速 板

在中断起飞（速度 60 海里/小时以上）使用反推装置时，减速板的自动功能将会使所有减速板从下卡位置升起。

飞行中，不要移动减速板手柄超过飞行卡位，在进近期间使用减速板时，为防止造成大的下降率，离地面低于 1000 英尺时，不要使用减速板。

为了使减速板在着陆时自动升起，在接地前将减速板手柄放预位，如果自动操作被延迟，无论在中断起飞还是着陆时（湿或冰的跑道）应人工升起减速板。如果防滞装置在关断位或不工作，也要求人工升起减速板。

自 动 刹 车

自动刹车预位，当正推力手柄处于慢车位并且飞机的地速大于 90 海里/小时时，自动刹车系统 RTO 将提供全部的液压系统压力到刹车。

如果需要，在着陆前选择自动刹车。根据着陆可用跑道的长度和期望的停止距离选择适当的设置。

风 挡 排 雨 系 统

仅在雨中且风挡刷是工作时使用排雨剂，每次只能在一个风挡上使用排雨剂，直到剩余物被洗掉并且排雨已在第一风挡上建立，方可在第二个风挡上使用排雨剂。不要在干的风档上使用排雨剂，如果不小心在干的风挡上使用了排雨剂，不要打开风挡雨刷。

颠 簸 回 避

应尽可能地避免飞行进入严重颠簸区。

气象雷达的颠簸方式可以帮助机组选择飞行路径绕开严重颠簸区域，然而，FAA 一直没有对颠簸的特征和有关避开颠簸的方式进行完全的评估。

穿 越 严 重 颠 簸

在取证飞行试验期间，遇到的最大程度颠簸在飞行员位置评估为中等程度。

如果可能，飞行应避免通过严重颠簸区。

在 31,000 英尺或更高的高度飞行时，建议不要用爬升超过的方法避开颠簸区，除非很明显，可以在晴空的条件下理想地飞越颠簸区。对于相同强度的颠簸，通过降低高度使用推荐的飞行速度，可以获得较大的失速裕度。

在严重颠簸区飞行时，对于飞行管理系统（FMS）的工作，建议选择自动驾驶 CWS（驾驶盘操纵）方式，不要使用高度保持（ALT HOLD）方式。

飞行在严重颠簸区时推荐程序：

1. 空速目标速度大约应为 280 KIAS 或 0.73 马赫，采用两者中较低者。严重颠簸会引起空速表指示有大的和急速的变化，不要追求空速。

2. 偏航阻尼器—接通

3. 自动驾驶—按需

   如果自动驾驶接通：使用 CWS 方式，不要使用 ALT HOLD 方式。

4. 自动油门—脱开

5. 姿态保持机翼水平和预期的迎角姿态，使用姿态指示器作为主要仪表，在极度的飘移时，可能会发生大的姿态变化。不要使用突然的大的操作输入。穿越速度建立好配平后，不要改变安定面配平。

穿 越 严 重 颠 簸 （续）

6. 高度允许高度变化，在严重颠簸时可能发生，大的高度变化。为了保持预期的姿态和空速损失高度。不要追求高度。

7. 推力

应接通发动机点火，设置初始的油门保持目标空速。仅仅在空速发生极大变化时才改变油门。FMC 巡航页面显示了穿越颠簸的目标 N1。

风 切 变 系 统

当安装了标记“V”的近地警告系统（GPWS），并且风切变探测和警戒功能工作时，可以提供风切变的探测和警戒。

辅 助 动 力 装 置

GTCP85-129APU 可以在任何高度上起动。

当左发动机引气活门打开或隔离活门打开时，并且右发动机引气活门也打开时，除发动机起动外，不要打开 APU 引气活门。

在地面气源连接后和隔离活门打开时，不要打开 APU 引气活门。

机 舱 增 压

一台发动机工作时，只能有一个空调组件工作。

正常自动工作压差

高于 28，000 英尺压力高度　7.8±0.1PS1

低于 28，000 英尺压力高度　7.45±0.1PS1

自 动 驾 驶—飞 行 指 导 系 统 (AFDS)

自动驾驶飞行指引系统可作为单通道自动驾驶或飞行指引仪用于航路飞行和单通道进近。双通道自动驾驶为自动着陆和复飞提供故障自动缓和工作,两个飞行指引器可以为起飞、进近和复飞提供引导。

在起飞和飞机在 TO/GA 方式上复飞时，遇到风切变条件，自动驾驶飞行指引系统可提供引导。

以下飞行轨迹控制功能，可用于自动飞行（自动驾驶）和/或人工操纵（飞行指引仪）飞机。

水平导航
垂直导航（仅仅 FMC 方式）
VOR
LOC（仅为正航道）
进近
自动着陆（仅双通道）
复飞（双通道自动驾驶和/或双飞行指引）*

下面提供了对于自动飞行（自动驾驭）和/或人工操作纵（飞行指引仪）飞机时驾驶员的协助功能：
驾驶盘操纵（仅自动驾驶）
航向选择和保持
垂直速度选择和保持
空速/马赫的选择和保持（在高度层改变时，速度的升降舵操纵）
高度选择/获取或截获和保持
起飞（仅为双通道指引*）
复飞，一台发动机不工作（仅为双飞行指引仪*）

对于装有 EFIS 的飞机在 ILS 二类进近时或最低气象标准时，机长和副驾驶的转换电门(EFI,VHF NAV 和姿态)必须选择正常位(NORMAL)或（如果有）备用位(AUX)。

对于设有 EFIS 的飞机，在 ILS 二类进近时或最低气象标准时，机长和副驾驶的转换电门（磁罗盘、VHF NAV 和姿态）必须选择正常位(NORMAL)或备用位(AUX)和两个 HSI 电门必须在 VOR/ILS 位置。

电子转换汇流条感应电路的连锁作用，可防止双通道自动驾驶工作在单一电源上。而且，APU 发电机可以作为一个独立电源使用。

- 当要求自动飞行指引的引导突然出现时，将被显示在独立的飞行指引电门位置。

自 动 驾 驶—飞 行 指 导 系 统（AFDS）（续）

示范条件

该系统已经在有偏航阻尼器和自动油门以及没有偏航阻尼器和自动油门两种情况下，以正常着陆襟翼 30 和 40 的条件下进行了验证。

使用自动油门自动进近选择的进近速度是 VREF+5（未对风进行修正）。
在静风条件下，自动油门不工作的进近速度是 VREF，在有风的条件下的进近速度是 VREF+1/2（顶风）+阵风。

自动着陆系统已经在下列条件中演示过：

顶风——22 海里/小时
顺风——16 海里/小时
侧风——17 海里/小时

自动着陆系统的性能在美国型Ⅱ类和Ⅲ类 ILS 地面设备上演示被证明为满意的。

自动着陆最小多通道接通高度

在自动着陆的进近时，应该在高于地面 800 英尺上接通双通道工作。在大约 500 英尺高度上（高于地面）检查 FLARE（拉平）ARM（预位）显示。

自 动 驾 驶—飞 行 指 导 系 统（AFDS）（续）

AFDS 系统形态

本章列出的 AFDS 设备对特定的运行类别不必指出全部系统和所需设备。对某些附加系统，比如自动油门、风挡排雨或自动刹车，适用的 FAR 和咨询通告会规定一个操作要求。运营人应在申请运行规范之前，确定每种运行类别对于所有系统的要求。

尽管验证符合适航性能标准规定，但并不能认为已批准在最低的气象条件下实施运行。

自动驾驶进近/着陆 （主动失效） （II 类）

下列附加设备的工作和信号装置的配备已经证明，对于自动进近和飞机着陆到接地，自动驾驶系统满足 FAA AC20-57A 的性能和适航性要求，并且满足 FAA AC120-29 中规定的相应性能标准和可靠性标准。

双通道自动驾驶接通
每个驾驶员的低高度无线电高度表和显示
每个驾驶员的决断高度灯/显示
两个数字式大气数据计算机
每个驾驶员的 ILS 接收机和显示
每个驾驶员的风挡排雨系统
每个驾驶员的飞行方式显示器
在 NAV 方式的两个惯性基准组件（与接通的自动驾驶有关）
两个液压系统
两套电源（APU 发电机可作为一个独立的电源）
两台发动机工作

自动驾驶—飞行指导系统（AFDS）（续）

自动驾驶进近 （II 类）

使用下列附件设备的自动进近证明，自动驾驶系统符合 FAA AC 20-57A 的 II 类适航标准和性能标准，并且符合 FAA AC 120-29 附录 1 中规定的性能标准和可靠性标准。

单通道/双通道自动驾驶接通
每个驾驶员的低高度无线电高度表和显示
每个驾驶员的决断高度灯/显示
两个数字式大气数据计算机系统
每个驾驶员的风挡排雨系统
每个驾驶员的 ILS 接收机和显示
每个驾驶员的飞行方式显示器
在 NAV 方式两套惯性基准组件（I 与接通的自动驾驶有关）
两套电源（APU 发电机可作为一个独立的电源使用）
两台发动机工作

自动驾驶—飞行指导系统（AFDS）（续）

飞行指引仪 （F/D）

为获得并保持所需高度，飞行指引仪指令可在起飞、爬升和下降时，作为主要的速度和姿态指示的辅助引导。

在两部飞行指引仪上的所有自动驾驶指令方式除 CWS 外，同样都可用，仅 F/D 有一个附加的起飞方式。除了在起飞或复飞时要求接通两部飞行指引仪外，在其他所有方式都可以接通一部或两部飞行指引仪.

飞行指引仪进近 （II 类）

使用下列设备的机动进近证明，自动驾驶系统符合 FAA AC 20-57A 的 II 类适航标准和性能标准以及 FAA AC 120-29 附录 1 规定的性能标准和可靠性标准：

- 必须选择两部飞行指引仪。
- 每一驾驶员的低范围的无线电高度表和显示
- 每一位驾驶员的决断高度显示
- 两个数字式大气数据计算机系统
- 每一驾驶员的风挡排雨系统
- 每一驾驶员的 ILS 接收机和显示
- 每一驾驶员的飞行方式显示信号牌
- 在 NAV 方式两个惯性基准组件(IRM)
- 两套电源（APU 发电机可作为一个独立的电源使用）
- 两台发动机工作

自动油门

如果自动油门工作不能接受（油门交替摆动和 N1 值变化），特别在进近期间发动机 N1 转速大约 50%左右时，应该关断两部 PMC（OFF）。

惯性基准系统（IRS）

Honeywell IRS 的地面标准示范证明：在北纬 70.2 度和南纬 70.2 度之间作为一个正常 10 分钟的校正是满意的。在北纬/南纬 78.25 的校准需要 17 分钟的校准时间。

在 NAV 方式，IRS 在北纬 73 度以上和南纬 60 度以下将不提供有效的磁航向和航迹。

在飞机移动之前，确保 IRS 校准完成并且所有的 IRU 在 NAV 方式上。

当 IRM 在 ATT（姿态）方式时，初始化设置后磁航向会以一种类似航向陀螺仪的方式漂移，要求机组监控并定期人工更新，以确保足够的精度。

飞行管理计算机系统（FMCS）（U5 或 U7FMC 软件）

当使用无线电修正引导飞行时，证明飞行管理计算机系统能够满足 FAA AC90-45A 对区域导航系统的要求，飞行机组必须监控 FMC 使用原始数据的性能。在使用上述配置飞行时，FMCS 可以用于航路和航站区域飞行以及 RNAV 导航。

FMCS 可以用于航路和航站区域飞行的垂直导航（VNAV）。

* 两个 IRS 连接一个 FMCS 和一个备用导航系统（ANS）或两个 ANS 符合 FAA 咨询通告 25-4 作为导航的单独方式的要求。ANS 是由备用导航控制显示组件经线路联接到一边的 IRS 所组成的。

水平导航（LNAV）VOR 进近时，在最后进近定位点（FAF）之前，一个驾驶员必须得到与进近指示相关 VOR 来的 HIS VOR 方式原始数据。

对于区域导航（RNAN）未包含在 FMC 数据库中，两部 VOR 接收机必须处于人工调谐方式。

FMCS 的燃油管理和航程计算值未经 FAA 评估。

*不适用于序列号为 25508 和 25511 飞机。

飞 行 管 理 计 算 机 系 统(FMCS) （U7.4 FMC 软件，单 FMC）

当使用无线电修正引导飞行时，已证明飞行管理计算机系统满足用于多传感器区域导航系统的要求。在使用上述配置飞行时，FMCS 可用于航路和航站区域飞行以及仪表进近导航（包括 ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS 除外）。（单个 FMC 可作为导航系统中其他重要方式的一个补充）。

对于没有所需导航性能（RNP）的飞行运行，已证明具备 EHSI 地图显示的 FMC 可用作航路和航站区域飞行运行以及仪表进近导航（包括 ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS）。

对于所需导航性能（RNP）运行，验证的 RNP 如下：

已验证的 RNP 飞行操作与飞行方式	
飞行方式	演证 RNP
接通自动驾驶的 LNAV	0.19 海里
有飞行指引的 LNAV	0.24 海里
仅地图显示方式的人工操纵	1.10 海里

RNP 能力验证基于波音文件 D6-39067-1 “配备 FMC 的 737 飞机 RNP 能力，改进 1”中的假设、定义、要求和分析。

在选定的航路上，RNP 飞行运行受导航设备的覆盖范围影响。

两个 IRS 连接一个 FMCS 和一个备用导航系统（ANS）或两个 ANS 符合 FAA 咨询通告 25-4 作为导航的单独方式的要求。ANS 是由备用导航控制显示组件经线路联接到一边的 IRS 所组成的。

两部 IRS 连接两部 FMCS 符合作为远程导航的适用要求。

FMCS 的燃油管理和航程计算值未经 FAA 评估。

上述 FMCS 的认证并不代表运行的批准。

应答机的方式（如安装）

方式 A 和 C 已验证可用于适当的运行，但方式 S 数据链功能并没有被 FAA 认证。

交通警告和防撞系统(TCAS)1

遵循 TCAS II 的决断报告（RA）是必需的，除非驾驶员认为照它做是不安全的，或者驾驶员有更好的有关 RA 的原因并能够保持与附近飞机的安全间隔以及 TCAS II 系统明显失效，等等。

警告：一旦 RA 出现，除非必须执行 RA 的指令，否则如果改变现时的垂直速度，将会危及安全间隔。这是因为 TCAS II 对 TCAS II 的协调可能处在相互入侵的进程，任何与 RA 不相符的垂直速度变化都会影响到另一架飞机执行其 RA 的结果。

注：不遵循 RA 的结果会引起附加的 RA 在语音告警和目视信号之间的相互不一致。

飞行员不应该在没有目视看见其他飞机的情况下，仅利用交通显示或仅依据交通通告(TA)的信息，开始作避让机动。这些显示和通告仅供在目视确定飞机位置和缺乏避让机动所需要的飞机轨迹趋向时提供帮助。然而在爬升或下降期间，基于 TCAS 显示信息在垂直速度上作出的有限制的变化不被认为是避让行动。

在 TCAS II 显示“相撞清除”通告后，如果 ATC 没有其他指示，飞行员应该尽快回到现行的 ATC 指令要求上。

以下适用于贯彻波音服务通告 737-34-1372 导航——防撞——交通警告和防撞系统（TCAS）计算机改变或等效产品：

所有的决断报告（RA）和交通通告（TA）语音信息，在爬升时 AGL 为无线电高度 1100 英尺以下和下降时 AGL 为 900 英尺以下是被抑制的。

复 飞（G/A）

当复飞开始时，自动油门系统（如果接通）将会自动地前推推力手柄，襟翼和起落架必须人工操纵。

使用自动油门、飞行指引和/或双通道自动驾驶复飞，可在无线电高度 2，000 英尺以下，按压 TO/GA 电门开始复飞。

当决定中止进近，作动复飞电门，确信抬机头到复飞姿态，确认油门杆移动到建立正常的上升率*并收起襟翼到 15 度**。

在正的上升率建立后,收起起落架，爬升到安全高度,加速并按照起飞襟翼收起标牌速度收起余下的襟翼，监控上升率、姿态和空速。

*当发动机加速后，通过再次按压复飞电门，可以获得全部复飞推力。

** 在风切变中，推荐的程序是延迟收起襟翼和起落架，直到确认越障后才收起襟翼和起落架。

结 冰 条 件 下 的 操 作

发动机防冰系统

在接通发动机防冰系统之前，先接通发动机点火。在发动机防冰断开后，再关闭发动机点火。

发动机防冰操作见第 1 章，限制，在结冰条件下的操作。

机翼防冰系统

在飞行中，机翼防冰系统的主要使用方式是用作除冰系统，驾驶舱风档框架、风档中央隔架或风档雨刷臂处的积冰，可以用来判定结构结冰情况及是否需要接通机翼防冰系统。

风 档 加 温

除了在 3.2 节中的描述外，对于所有正常飞行 1、2 号风档加温必须接通，并且必须在起飞前 10 分钟接通。

减 少 最 小 垂 直 间 隔

此种飞机/发动机组合构型的设计可靠性和性能，已经根据 FAA 1994 年 3 月 14 日的备忘录 91-RVSM“对于降低飞机最小垂直间隔飞行(RVSM)认证的临时指导”进行了评估，并且在 RVSM 空域运行中进行了鉴定。但这并不代表同意进行降低最小垂直间隔的运行。

*适用于贯彻波音 737-53-1180 服务通告机身-41 章节蒙皮-减少最小垂直间隔的条件或等效产品

目 录

3.2 非正常程序

页面

概述

本章内的这些程序主要与系统故障或失效有关。

液 压 系 统

如果任一个液压系统失效：

如需要，失效系统的方向舵电门置于备用系统。

A 系统失效

如果 A 系统失效，将需要使用备用系统来驱动左发反推。地面和内侧飞行扰流板、前轮转弯和自动驾驶仪 A 通道不工作，必须人工放下起落架。

B 系统失效

如果 B 系统失效，使用备用操作放后缘襟翼，同时会自动地驱动备用系统放下前缘装置和操作右发反推。偏航阻尼器、外侧飞行扰流板、自动刹车系统和自动驾驶仪 B 通道将不工作。建议使用 15°襟翼并以相应的 V_{REF} 进近和着陆。

泵过热或压力低

如果出现任何液压泵过热或压力低指示，关断受影响的泵。

仅 用 蓄 压 器 压 力 刹 车

仅用蓄压瓶的刹车压力，检查防滞接通，提供稳定的刹车压力，不要来回调制，以避免蓄压瓶压力耗尽，在飞机停住后不要试图滑行。

IRS 故 障

将仪表源选择器电门置于工作的 IRS 位置，不要接通任何一套自动驾驶。

发 动 机 滑 油 系 统

滑油压力低

在低功率设定的情况下，滑油压力在黄区是正常的。如果滑油压力在或低于红区，则关停发动机或将推力降低到维持飞行所需的最低推力。

滑油温度高

如果滑油温度处在黄区，并且增加推力不能降低温度时，则减少推力到最低要求。如果滑油温度处在黄区持续 15 分钟或达到红线，在飞行条件允许的情况下关停发动机。

滑油滤旁通

如果油滤旁通，通过减小推力，在减小推力的情况下工作可以重新建立正常的工作，。如果滑油继续旁通，则在飞行条件允许的情况下关停发动机。

自 动 减 速 板

如果出现自动减速板系统故障，不要预位自动减速板，按需使用人工升起减速板。

自 动 刹 车

如果自动刹车未预位灯亮或减速不充分时，监控系统性能并使用人工刹车，尽可能使用反推。

使用人工刹车以释放自动刹车。

动力管理控制（PMC）不工作

如果任何一个 PMC 不工作，检查指示 N1 并与目标 N1 作对比，按需调整油门。是否继续在这种方式下工作由飞行员自己决定，如果随后的运行需要关断两个 PMC，则在两个 PMC 电门关断之前，先将油门收回到中间位置。

发动机低慢车灯

发动机低慢车灯亮，表示发动机 RPM 在一台或两台发动机上低于所需转速。增加推力，直至灯灭。

发动机高振动

如果在结冰条件下，依次在一个发动机上减少推力到 45%N1，在大约 5 秒钟之后，再前推油门杆到至少 80% N1。如果振动减少，表示冰被除掉，已恢复正常工作。

低燃油量

当任一机翼油箱内的油量指示小于 453 公斤时，接通两个机翼油箱内的增压泵，打开交输活门，按需要提供推力，避免持续较高的机头上仰姿态。

单发进近和着陆

建议 15°襟翼进近，使用 15°襟翼 V_{REF} + 5 海里/时的进近速度；以襟翼 15°的 V_{REF} 着陆。

自动驾驶/飞行指引进近—单发（Ⅰ类）

对于单发着陆，襟翼 15°，飞机配平好，无论自动油门接通或不接通，自动驾驶和飞行指引已被证明满足 FAA AC120-29，附录Ⅰ，FAAⅠ类进近性能要求。在或高于 50 英尺的高度上断开自动驾驶。

反 推

飞行中故障

反推松锁灯亮－检查受影响的发动机上正推力手柄的移动是否不受限制；如果不受限制，发动机正在产生前推力。不要试图用作动反推手柄来使灯熄灭。

没有飘摆或抖振，发动机正常使用。

如果前推力手柄移动受限制或有抖振或飘摆条件存在，则关停受影响的发动机。使用单发进近和着陆的程序进近和着陆

反推灯亮

如果亮，表明反推系统有故障发生和其它的失效引起反推的不小心移动。在着陆时正常使用反推。

备 用 襟 翼 操 作

备用襟翼主电门预位并移动襟翼手柄到适当的襟翼卡位。

放下襟翼，空速 230 海里/时或更小，扳动选择电门到放下位，直到襟翼放到所需度数。前缘装置通过备用液压系统将会同时放下，但它们将不能被收起。

为了收起后缘襟翼，将选择电门移到收上位。

不 对 称 或 没 有 前 缘 装 置

当一个或多个前缘装置不能放出时，选择 15°襟翼并以 15°襟翼 V_{REF} + 5 海里/小时的速度着陆，速度小于 210 海里/小时限制坡度 15°。

不 对 称 后 缘 襟 翼

在后缘襟翼不对称性关断后，不要试图超控襟翼不对称保护。将襟翼手柄放在最接近于最小实际襟翼位置的卡位，使用下面的速度着陆。

襟翼 15 或更大，按最小襟翼位置调定 V_{REF}。
在襟照 1 和 15 之间，调定襟翼 40 的 V_{REF} +30 海里/小时。
襟翼小于 1 时，使用后缘襟翼收上着陆程序。

后 缘 襟 翼 收 上 着 陆

以尽可能小的重量着陆。保持 210 海里/小时到最后进近。速度 210 海里/小时以下限制坡度 15 度。使用襟翼 40 的 V_{REF} + 40 海里/小时的速度进近和着陆。在等于或小于 230 海里/小时速度上，使用备用系统放下前缘装置。

全 部 襟 翼 收 上 着 陆

以尽可能小的重量着陆。保持襟翼收上的机动速度，直到最后进近。速度小于 210 海里/小时限制坡度 15 度。使用襟翼 40 的 V_{REF} + 55 海里/小时的速度进近和着陆。

飞 行 操 纵 卡 阻

升降舵或副翼卡阻或受限制

升降舵或副翼受卡阻时，毫不犹预地使用额外的力量来保持对飞机的控制，除非明显感到操纵有误，否则不要关断任何飞行操纵电门，可用人工配平来减轻操纵的力量。

方向舵卡阻或受限制

如果方向舵脚蹬不能移到飞行员要求的位置时，或脚蹬偏离一个方向并卡阻，使用所有可用的飞行操纵来保持对飞机的控制。断开自动驾驶和自动油门，使用最大力量（包括两名飞行员共同的力量）来压过方向舵系统。

在建立对飞机的控制后，检查脚蹬位置。如果脚蹬在中立位，完成正常下降、进近和着陆程序。如果脚蹬持续卡阻和偏离一定角度并严重地影响对飞机的控制时，将 B 系统飞行操纵电门置于备用方向舵位。如果这样做，清除了卡阻/偏离，完成正常进近、着陆。注意方向舵控制可能受限。如 B 系统飞行操纵电门移到备用方向舵位，不能清除卡阻，则关断 A 系统飞行操纵电门，如果脚蹬不在中立位，B 系统的飞行操纵电门选择关断位，完成 15°襟翼的进近和着陆程序。但侧风能力将会大大地削弱。

人 工 飞 行 操 纵

应予料到需要较大的操纵力和较大的操纵位移量，使用 15°襟翼以 VREF15°作进近着陆，飞机的侧风能力将大大减小。

安 定 面 失 控

需要用驾驶杆控制飞机的俯仰姿态和按需使用电动配平。如果放松驾驶杆引起配平移动，则把安定面配平电门放在关断位。如果继续滑动，握住安定面配平轮反向旋转人工配平飞机。

安 定 面 卡 阻 着 陆

使用襟翼 15 进近和着陆，调定 15°襟翼 VREF 以保证在着陆拉平时有足够的升降舵操纵。预料在进近和着陆期间会需要比正常情况下较大的升降舵力。

偏 航 阻 尼 器

偏航阻尼器是一个独立的控制，能相对于飞机的飘摆率提供一个有限的方向舵位移。方向舵（偏航阻尼器）指示器的位移表示偏航阻尼器的工作。当偏航阻尼器断开时，偏航阻尼器琥珀色灯将会亮。

起 飞 后 起 落 架 手 柄 不 能 提 到 收 上 位

如果起落架收上是必需的：

起落架超控手柄 …………… 拉出
起落架手柄 ………………… 收上
减速板 ……………………… 下卡位

注：飞行中不要使用减速板，由于地面扰流板和飞行就流板的意外展开将引发大的下沉率。

人 工 放 起 落 架

按以下程序人工放出起落架：

起落架手柄 ……………… 关断位
空速 ……………………… 在起落架操作速度（VLO）或更小
人工放起落架盖板 ……… 打开
“T”形手柄（3 个）………拉出
在最后一个人工放起落架手柄拉出后等待 15 秒钟。
起落手柄 ………………… 放下
起落架放下和锁定灯 …… 检查绿灯

驾 驶 舱 风 挡 故 障

当发现风挡玻璃起拱或裂纹时，关断受影响的风挡加温。如需要，在旅客舒适的情况下以一个恒定的速率减小座舱压差。对于 1，2 和 5 号风档内层裂纹最大压差为 5 PSI，内、外层裂纹最大压差为 2 PS1。外层裂纹，没有限制。对于 4 号风档中层玻璃裂纹最大压差为 5 PSI。中、外层玻璃裂纹最大压差为 2 PSI。外层或内层或两者组合有裂纹，压差没有限制。对于 3 号风档，不管内层还是外层裂纹都没有限制。如果内、外层都裂纹，飞机不作增压。

座 舱 增 压

飞行中由于故障原因使正常压差不能受控制时，在安全活门不会影响飞机安全的情况下，为维持飞行允许增压系统工作，

非增压飞行

在非增压飞行期间，只允许 1 个空调组件工作。对于数字式座舱压力控制系统的飞机，人工驱动座舱压力外流活门到 25%打开位置。

一 台 发 电 机 工 作

所有厨房电源和 1 个电动液压泵将不供电。如有可能，可用 APU 供电到失效的汇流条，这样可恢复为正常的两台发电机工作。

近 地 警 告—下 滑 道 偏 离 警 戒 系 统（GPWS）

当警告出现时，柔和地拉起飞机，提供发动机推力，并以最好的爬升角爬升，直到警告解除。当警戒出现时，调整飞行轨迹/形态来解除警戒。在白天（VFR）目视飞行规则的条件下，警告/警戒可考虑作为告警信息。

对于批准的紧急程序，当襟翼小于正常着陆襟翼位置或起落架收上时，可通过使用襟翼/起落架抑制电门（FLAP/GEAP INHIBIT）使近地警告系统失效。

电 气 和 电 子

伺服式高度表（如果安装）

伺服驱动的高度表属于不能探测故障的仪表，当下降到低于 10，000 英尺以下时和在开始着陆进近之前，应该与其它高度表交叉检查。

不能探测故障可能导致下列最大误差：

伺服气压——在海平面为 400 英尺，到 35，000 英尺以上时增加到 1100 英尺。

注：当观察到指针摆动（±20 英尺）或在两个高度表之间有非正常差异的故障现象时，使用伺服气压高表度的“备用”（STBY）方式。

伺服电气（自备的）——在海平面为 100 英尺，在 35，000 英尺以上增加到 250 英尺。

伺服电气——在所有高度上为 100 英尺。

数字式大气数据计算机系统（ADCS）

下列系统（如安装）从数字式大气数据计算机（ADC）系统接受空速、高度和/或全温的信息：飞行管理系统（FMC）（自动驾驶、飞行指引、高度警戒，自动油门和飞行管理计算机系统）、高度报告、座舱增压、电气或伺服式气压飞行仪表（高度表、马赫/空速表、垂直速度表）、近地警告系统（GPWS）、惯性或奥米加导航基准系统（Omega/VLF）、马赫配平、速度配平、超速警告电门、VMO 速度指针、襟翼卸载系统。大气数据计算机（ADC）系统的故障可引起这些系统工作故障。

风 挡 加 温 不 工 作

任何风挡加温不工作时，高度 10，000 英尺以下限制表速 250 海里/小时。

注：风挡加温或上述速度限制都将在任何容易遭遇飞鸟的高度上提供最大的防鸟击保护。

马 赫 配 平 系 统

如果飞行中马赫配平系统故障或不工作，则不要超过 0.74 马赫。

第四章　性能

第4章 性 能

本手册第4章的内容是性能信息，分为若干节。每一节都有专门的标题和飞行操作规范，包括描述不同的程序内容和图表。另有附录用来说明这些图表的使用，给出的实例可以使用户熟悉飞机飞行手册和理解这些图表的判读程序。

本章分为以下各节：

4.1 概 述

目 录

黑体字为图表。
宋体字为文字。

概述

规 章 的 符 合 性

本章提供的信息符合 FAR 25 部 25,1581 条和 FAR 36 部的要求。

标 准 性 能 条 件

本章所有性能基于以下条件：

1．批准的发动机推力比率没有包括安装、引气（仅为 A/C 自动或 A/C 关断）和附件损失。

2．后缘襟翼位置如下：

	后缘襟翼
起飞	1.5.15
航路	0
进近	1.10.15
着陆	15.30.40

3．前缘装置处在与后缘襟翼相适应的位置。

4．所有的温度都在使用限制以内，仅用于着陆距离的温度是基于日常标准的大气温度。

5．除非另外有注明，否则风的修正值是按照相应的操作规则以不超过 50%的实际逆风或不少于 150%的实际顺风值来计算的，所有图表应该以塔台报告的实际风分量进入，塔台风是假定在 10 米（32.8 英尺）高度上测量的。

6．湿度对发动机的推力没有多大影响，因此，在性能数据中没有考虑湿度。

7．自动缝翼系统工作正常。

8．前重心限制与认证的飞机最大起飞重量 61234 公斤或更少有关。

概述

性 能 形 态

与本手册中性能数据相关的飞机形态如下。表中未注明的性能条件在相应的图表中表明。

	推　　力	襟　　翼	起落架
起飞	所有发动机工作起飞	起飞设置（图表中注明）	放下
第一段爬升	一台发动机工作起飞	同起飞	放下
第二段爬升	同第一段	同起飞	收上
第三段爬升	同第一段	从起飞设置到按计划襟翼收起	收上
最后阶段起飞爬升	工作的发动机最大连续推力（1）	收上	收上
航路爬升	工作发动机最大连续推力（1）	收上	收上
进近爬升	工作发动机复飞推力（1）	进近设置（图表中列明）	收上
着陆爬升	在所有的发动机上 8 秒钟之内可用的最大复飞推力	着陆设置（图表中注明）	放下
着陆	接地时所有发动机慢车推力	着陆设置（图表中注明）	放下

起飞和着陆接通防滞。除非防滞不工作，刹车性能按计划。

自动减速板升起系统工作着陆性能按计划。除非自动减速板不工作，并且按计划使用人工减速板着陆性能。

除在航路上和进近爬升中机翼防冰接通之外，发动机隔离活门应关闭。。

起飞时，两个动力管理（PMC）控制电门接通。

概述

性 能 形 态（续）

整个起飞飞行轨迹以及进近和着陆过程中，所示的性能图表是假定空调组件自动或关闭。空调组件关闭是指发动机没有向空调系统提供引气。

使用防冰系统的影响标示于相关的图表上。

定 义

空速

本手册中所有的空速及马赫数值都是基于正常静压源位置误差和假定零仪表误差。

正常静压源位置误差，$\triangle V_P$，是指因飞机压力场内的静压孔位置引起的误差。

指示空速，V_I，IAS－安装在飞机上的空速表读数，未校正静压源位置误差（假设零仪表误差）。

校正空速，V_C，CAS—进行了静压源位置误差校正的指示空速（$V_C=V_I+\triangle V_P$）。

当量空速，V_e，EAS—对可压缩性进行了修正的校正空速（$V_e=V_C+\triangle V_C$）。

真空速，VT，TAS－对大气密度影响进行了校正的当量空速（$V_T=V_e/\sqrt{\sigma}$）。

真马赫数，M－安装在飞机上的马赫数表的读数，对静压源位置误差进行了修正。

发动机失效临界速度，V_{EF}－如果最临界的发动机在该速度失效，表示１秒钟后将在V_1速度上确认发动机失效。

起飞决断速度，V_1－临界发动机在 V_{EF} 失效后，在该速度决定继续起飞不会导致达到 35 尺和 V_2 速度时，所需的起飞距离超出可用起飞距离，并且在该速度采取第一个动作将飞机刹至完全停住，将不会超出可用加速停止距离。V_1 不可小于可维持地面操纵的最小 V_1——$V_{1\ (MCG)}$、或大于抬轮速度 V_R、或大于最大刹车能量速度 V_{MBE}。

抬前轮速度，V_R－开始从三点姿态抬头至起飞姿态的速度。

概述

定 义（续）

空速（续）

起飞决断速度比，V_1/V_R—起飞决断速度 V_1 与抬前轮速度 V_R 的比值。

最大刹车能量速度，V_{MBE}－最大的起飞决断速度。从该速度中断起飞可以将飞机刹停而不会超过刹车的最大能量吸收能力，最大刹车能量速度好比是起飞计划中的 V_1。

起飞安全速度，V_2－在 35 英尺高应获得的目标速度，并且假设在 V_1 或 V_1 后确认有一台发动机失效。

空中最小操纵速度，V_{MCA}－当临界发动机突然失效，剩下的一台发动机工作在起飞推力，用最大 5 度坡度仍可以维持飞机操纵的最小飞行速度。

地面操纵最小 V_1，V_1（V_{MCG}）—最小起飞决断速度 V_1，当临界发动机在 V_{EF} 突然失效，剩下的一台发动机工作在起飞推力，在该速度（V1）下，主要用气动操纵能够控制飞机并继续起飞。

着陆参考速度，V_{REF}－正常着陆在 50 英尺高度的最小速度，该速度等于着陆形态下的失速速度的 1.3 陪。

设计机动速度，V_A－使用全副翼、方向舵或升降舵，施加可用的全行程操纵而不会造成飞机超应力的最大速度。

温度

ISA－国际民航组织认可的国际标准大气。

OAT—外界大气温度—自由大气（环境）静温度。

SAT—大气静温—由 TAT（大气全温）计算得出的外部大气（周围环境的）温度（见本节温度换算图表）。

TAT－大气全温—大气静温加上绝热压缩（冲压）升高的温度，如大气全温指示器所示。

概述

定 义（续）

风

风速－塔台所报告的 10 米高处的实际风速,并根据风分量图表分解成平行于飞行轨迹的顶风或顺风。

结冰

结冰条件—当起飞时地面 OAT 或飞行中 TAT 等于或低于 10°C，并且有任何形式的可见湿气（如云、使能见度等于或小于一英里的雾、雨、雪、冻雨、冰晶）存在时，结冰条件即存在。

当在地面和起飞时 OAT 低于 10°C时，飞机在有积雪、冰、积水、或雪浆的停机坪、滑行道和跑道上工作时，可能被发动机吸入或冻结在发动机上或发动机短舱上，也存在结冰条件。

起飞轨迹

起飞轨迹假设最临界发动机在 V_{EF} 失效，从滑跑起点延伸至飞机至少高于起飞表面 1500 英尺，并达到航路构形和最终爬升速度的一点。

性能图表将起飞轨迹划分成许多阶段，在飞机构形、空速和发动机推力上体现的不同变化定义如下。这些定义中的某些术语是 FAR 1 部和 25 部中出现的简写形式，更为祥细的应参阅适用的规章。

净空道－位于起飞跑道未端可作为起飞可用距离一部分的无障碍物区域。

停止道－位于起飞跑道未端，在中断起飞时能够承受飞机的重量，可作为加速-停止可用距离一部分的区域。

起飞需用距离－取以下较大者：(1) 当临界发动机在 V_{EF} 失效，起飞并爬升到 35 英尺高处的距离，或 (2) 所有发动机工作时，起飞并爬升到 35 尺高处的距离乘以 115%。

起飞滑跑距需用距离－取以下较大者：(1) 当临界发动机在 V_{EF} 失效，起飞并爬升到介于离陆点和 35 英尺高处所在点之间中点的距离，或 (2) 所有发动机工作时，起飞并爬升到介于离陆点和 35 英尺高处所在点之间中点的距离乘以 115%。

概述

定 义（续）

起飞轨迹（续）

加速－停止距离－所需距离的总和：(1) 所有发动机工作时加速滑跑，和 (2) 假设临界发动机在 V_{EF} 失效后，将飞机完全停住。

刹车和机轮组件－类型

同类型件号的刹车和机轮组合产生同等的刹车性能，为某一类型所标示的刹车能量限制图表可用于该类型所有刹车和机轮组件。但是，这并不允许刹车和机轮组件本身可以互换，除非有波音服务通告特许，所有的刹车和机轮组件必须来自同一制造商，并局限于如下表所示或波音服务通告所示的组合。

类 型	商 标 名	组 件 件 号	
		刹 车	机 轮
A	Bendix	10-6189-17，-21 或 -28	10-61819-18 或-23 10-62174-3
	Goodrich	10-61819-22，-26，-27，-31 或-35	10-6189-16，-24，-25，-30，-36，-37 或-38 10-62174-1

注：如果组件件号在上表没有列出，请查阅相关波音服务通告以核对各类刹车和机轮组件的互换性。

起飞飞行轨迹

起飞飞行轨迹起始于离起飞平面 35 英尺的起飞距离末端，延伸至飞机至少高于起飞平面 1500 英尺并已建立航路构形和达到最终爬升速度的一点。

爬升梯度－以百分数形式表示，在给定时间内几何高的变化除以所飞过的水平距离所得的比率，总梯度是实际计算出的在一定条件下的飞机性能，而净梯度是总梯度减去规则规定的增量。

总高－使用最大爬升性能在起飞飞行轨迹任何一点所获得的几何高，总高用于计算越障程序中和起始收襟翼的实际气压高度以及计划改平的高度。

概述

定 义（续）

起飞飞行轨迹（续）

净高－使用净爬升性能在起飞飞行轨迹任何一点所获得的几何高。净高用于确定按规章必须超越所有障碍物至少 35 英尺的净飞行轨迹。

基准零点－位于跑道或净空道平面内，在起飞跑道未端并低于飞行轨迹 35 英尺的一点，起飞飞行轨迹上其它各点的高度和距离搭配都与该点有关。

第一阶段－从起飞距离未端延伸到起落架假定完全收上的一点，使用起飞推力和起飞襟翼并保持恒定的 V_2 速度。

第二阶段－从起落架已收起的一点延伸至总高度至少 400 英尺处，使用起飞推力和起飞襟翼并保持恒定的 V_2 速度。

第三阶段－使用起飞推力在恒定的高度上加速到最终爬升速度，同时按推荐的速度计划收上襟翼所需的水平距离。

最大改平高度－在到达起飞推力使用时间限制之前，可以完成第三阶段的最大高度。

最终起飞阶段－从第三阶段未端延伸至总高至少 1，500 英尺外，襟翼收起，使用最大连续推力和最终爬升速度。

推力/性能/等级/额定功率

等效代号		定义
18.5K		CFM56-3 系列发动机工作在 18，500 磅海平面静推力
20K	CFM56-3-B1	CFM56-3 系列发动机工作在 20，000 磅海平面静推力
22K	CFM56-3B-2	CFM56-3B-2/-3C-1 发动机工作在 22，000 磅海平面静推力

最 大 侧 风

起飞着陆中验证的最大侧风分量是 35 海里/小时（10 米高处的报告风）。该分量值不应该被认为是在干跑道上且所有发动机都工作时的限制值。

概述

抖 振 开 始 的 特 征

初始抖振发生于当气流开始从机翼分离时，该特性是迎角和马赫数的作用结果。

从巡航机动能力图表可以确定初始抖振发生前的高度、低速、高速和机动余度。

性 能 条 件 及 程 序

本手册所提供的用于建立性能数据的条件和程序是按飞行的各个阶段给出的，飞机构形和发动机推力设置标示于性能构形下面，这些程序只包括影响飞机性能的主要步骤，并且应当考虑作为指导性材料从中开发出更完善的操纵程序。

起飞

条件：

起飞场地长度性能计算取较大者：(1) 所有发动机工作的距离乘以 115%，或 (2) 发动机失效的距离，假定临界发动机在 V_{EF} 失效。这些距离都是基于平坦、干燥、硬表面跑道。

程序：

起飞前，复查安定面、襟翼和 N_1 的设置及起飞速度，并且确信在总重和外界环境条件下可以得到足够的性能。当外界环境条件或载重发生重大变化时，需要进行修正。

松刹车前或当飞机对准跑道，设置 N_1 值约 40%（手柄大约高于慢车位 3/4 英寸）。发动机稳定后，前推推力手柄至起飞推力设置。如有必要，在 40 至 60 海里/小时之间，调整推力手柄以获得目标 N_1。60 海里/小时后不要再进行调整。

使用方向舵脚蹬，通过前轮和方向舵控制方向。

在 V_R 开始抬机头至起飞姿态，在 35 英尺高处应获得不低于 V_2 的速度，在建立正的上升率后收起落架。

柔和及时地抬机头至初始爬升姿态（所有发动机工作的情况下根据不同的总重、襟翼位置和可用推力，大约在 17°- 23°）离地后对姿态进行细微的调整以达到初始爬升速度。发动机失效后导致爬升姿态比全发动机工作时大约低 4°- 8°。

注：重心位于或靠近后限的情况下，保持操纵杆向前的压力直到大约 60 海里/小时，以增加前轮定向的影响。

概述

性 能 条 件 和 程 序（续）

中断起飞

条件：

计算的加速停止距离考虑了验证时的识别和作出反应的时间，并加上额外的时间延迟。

无论 RTO 自动机轮刹车接通或关断，防滞工作的距离都有效。

在计算这些距离时没有考虑使用反推。

程序：

在 V1 或 V1 前，使用下列程序开始中止起飞：

防滞工作

同时收回推力手柄及施加最大人工机轮刹车或核实 RTO 自动机轮刹车工作，拉起减速板。

防滞不工作

收回推力手柄并拉起减速板，开始刹车时使用很轻的刹车力量，并随着地速的减小增大力量。

概述

性 能 条 件 和 程 序（续）

起始爬升（1 台或 2 台发动机）

条件：

爬升梯度和越障飞行轨迹性能基于在 V_{EF} 时最临界的发动机失效。

程序：

保持起飞襟翼设置和不小于 V_2 的速度至开始收襟翼的高度。

按照本章襟翼收上速度计划表收襟翼。

在超越起飞飞行轨迹上的所有障碍物后或爬升到至少高于跑道标高 1，500 英尺后，执行巡航程序。

概述

性 能 条 件 和 程 序（续）

越障（障碍许可）

程序：

当所有发动机工作时，保持不大于 V_2+20 海里/小时的速度，直至达到计划的收襟翼高度或最小越障总高（取较低者）。

当 V2 前发动机失效，且起飞重量受障碍物限制，保持 V2 至越障所需总高。

如果 V_2 后发动机失效，则保持发动机失效时的速度（最大 V2+20 海里/小时）至越障所需的总高。

当选择的开始收襟翼高度受远处障碍物因素限制时，则保持恒定的高度和初始起飞推力设置，开始收襟翼并加速至最终起飞爬升速度。

以最终起飞爬升速度和最大连续推力，继续最终起飞爬升至高于跑道标高 1，500 英尺或越障所需的最小总高。

注：如果出现发动机失效，应当将飞机改平，并在选择的改平高度上收襟翼，唯一的条件是限定的障碍物在第三阶段之外。

所选择的起始收襟翼高度，可能会受到如起飞飞行轨迹中所述的可用性能的限制。必须通过参照合适的越障图表确认预计飞行轨迹上的近距离或远距离障碍物的垂直越障余度。

概述

性 能 条 件 和 程 序（续）

着陆场地长度

条件：

本手册中所示的所有着陆场地长度均基于标准日温和光洁、平整的硬表面跑道。非自动着陆干场地长度（4.13 节）是以着陆速度自 50 英尺高处的最大性能着陆距离除以 0.6。计划的干着陆场长乘以 1.15 即为计划的湿着陆场长，在确定这些场地长度时没有使用反推。自动着陆场长基于 AC120-28C（1982 年 5 月的草案）的跑道场长要求。

程序：

在接地时或接地前将所有发动机的推力手柄收回至慢车位。

防滞工作

在接地时拉起减速板并使用机轮刹车。

防滞不工作

在接地时拉起减速板，开始时用很轻的刹车力进行机轮刹车，随着地速的减小增加刹车力。

概述

收 襟 翼 计 划 速 度 表

本手册所示的最大改平高、第三阶段距离和最后阶段爬升性能都是基于第三阶段加速时使用下表进行收襟翼操纵。推荐该计划表用于所有收襟翼操纵。

在加速过程中，根据松刹车总重（BRGW）在下列起始速度选择襟翼位置：

初始襟翼位置	选择襟翼位置	起始速度，海里/小时	
		BRGW 等于或小于 53，070 公斤	BRGW 大于 53，070 公斤
15	5 1 0	V2+15 170 190	V2+15 180 200
5	1 0	V2+15 190	V2+15 200
1	0	190	200
最后阶段爬升速度：		210	220

在恒定的高度上收襟翼时，上述最后阶段爬升速度建立后开始爬升，并保持起飞推力设置直至襟翼完全收起。

概述

起 飞 重 决 定 程 序

介绍

根据相关的联邦航空规章（FAR）及相应的起飞速度和飞行轨迹，准许本手册中的图表可用于任何大气和机场变量组合中最大起飞总重的确定。起飞总重的限制可以划分为四个基本类型：场长限制、爬升限制、轮速限制及障碍物限制。从下面的简短论述中可以更好地理解图表的使用和所含变量的确定。

场地长度限制性能

当可用的场长等于 FAR 所要求的场长时，起飞总重即受场长限制。FAR 25 部所指的需用场长，考虑了所有发动机工作和临界发动失效两种情况。所有发动机工作情况下考虑的场长定义为：起飞至 35 英尺处的实际起飞距离乘以 1.15，临界发动机失效情况下的需用场长是指加速起飞和加速停止距离中较大者。这两个距离与 V_1 起飞决断速度有关。对于某一特定跑道条件，通过选择 V_1 使得加速起飞和加速停止距离皆与可用距离相等，可使起重量最大化。在大多数机场，可用场长与跑道的实际长度是等同的，但是可用场长也可能包括净空道、停止道或两者都包括。净空道定义为从跑道未端延伸出去的没有地形凸出的一个区域，多达 1/2 的空中距离可以自净空道上方延伸出来。停止道是从跑道未端延伸出去的一个区域，在中断起飞（加速停止）过程中，可用于飞机减速并能够支撑得起飞机（的重量）而不会引起结构损伤。

爬升限制性能

当可用爬升梯度等于 FAR 规定的最小梯度时，起飞重量即受到爬升（性能）限制。最小梯度是相对起飞飞行轨迹的第一、第二和最终阶段定义的，但是一般第二阶段是最受限制的。在爬升限制的起飞重量下，2.4%的梯度要求是在起落架收起的高度上，这个性能不应与 400 英尺总高处的起飞爬升梯度相混淆，后者是越障计算用的参考梯度。

概述

起 飞 重 决 定 程 序（续）

轮速限制性能

如果由轮速限制图表（4.6 节）决定的重量小于由所有其它要素决定的重量，起飞重量即受轮速的阻制。在这种情况下，其离陆速度恰好等于轮胎所限制的真地速。

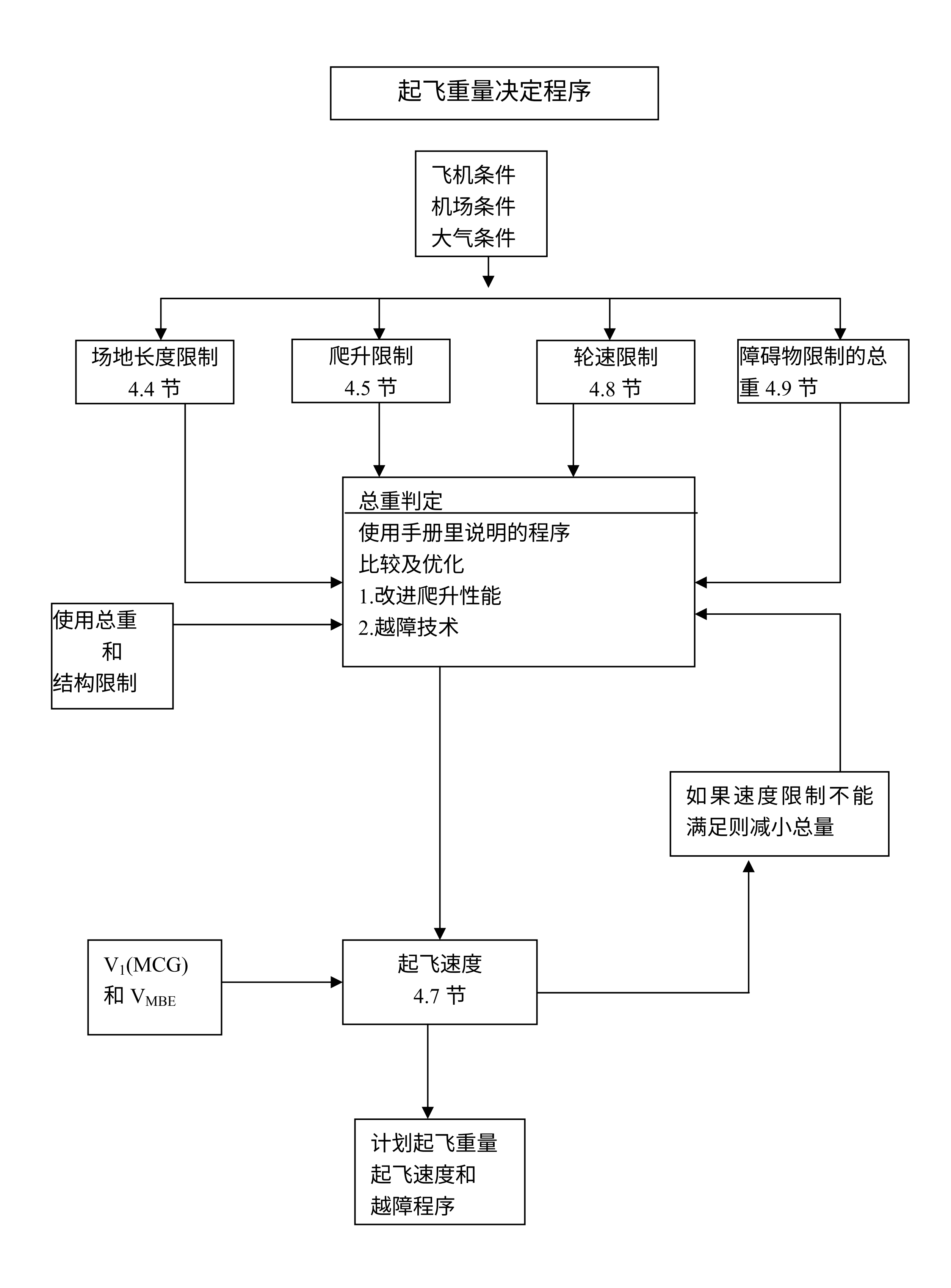
越障限制性能

当净起飞飞行轨迹仅能以要求的 35 英尺的余度超越障碍物时，起飞总重即受障碍物限制。起飞飞行轨迹是从飞机达到 35 英尺高的一点开始，计算出的高度对距离的关系曲线，并假定临界发动机失效。飞行轨迹一直延伸至到达 1，500 英尺总高，并且如果没有远距离障碍物对净飞行轨迹的延伸要求，飞行轨迹应当一直延伸到向巡航构型的过渡已完成的那一点。总飞行轨迹或净飞行轨迹用于判定从一个阶段过渡到另一个阶段的实际高度。净飞行轨迹等于总飞行轨迹减去 0.8%的梯度能力，同时规章要求净飞行轨迹减去 35 英尺用于认证垂直越障余度。

概述

起 飞 重 决 定 程 序 的 流 程 图

以下流程图用简要的步骤表示出在给定的一组飞机、机场和大气条件下，决定计划起飞总重及相应速度的程序。基本上，计划起飞总重不可超出飞行手册所限定的任何总重限制，对应的速度不可违反任何速度限制。符合这两个准则的任何起飞总重和起飞速度的组合都可用于起飞计划。更详尽的程序在手册相应章节里有具体说明，数值化的范例登载在范例附录中。



起飞重量决定程序
飞机条件
机场条件
大气条件
场地长度限制
4.4 节
爬升限制
4.5 节
轮速限制
4.8 节
障碍物限制的总重 4.9 节
总重判定
使用手册里说明的程序
比较及优化
1.改进爬升性能
2.越障技术
使用总重
和
结构限制
如果速度限制不能满足则减小总量
V1(MCG)
和 VMBE
起飞速度
4.7 节
计划起飞重量
起飞速度和
越障程序

概述

位置修正-正常静压源

对于使用正常静压源的速度和高度修正可以忽略。现有的误差修正已结合到性能图表中，没有必要再进行适当的修正。

4.2 发动机数据

目 录

页数

黑体字是图表。
宋体字是文字。

发动机数据

概 述

本章提供了 737-300 所安装的 CFM56-3 系列发动机的推力设置图表，同时也提供了相对于气动式起动机辅助起动和风转起动程序的空中起动包线。对于 CFM56-3 发动机，推力是以风扇转子转速的百分数（$\%N_1$，指示计）来设置的。其推力设置%N1 是发动机推力级别、压力高度、飞机速度、进气温度和引气的函数。本节包括起飞、复飞和飞行中的推力设置图表，这些图表提供了批准的最小发动机的安装推力水平。起飞和复飞推力的使用时间限制为五分钟，飞行推力等级可以连续使用。用飞行推力设置图表确定修正的风扇转速百分数（$\%N_1/\sqrt{\theta_1}$），并根据相应的进口温度利用曲线进行换算将其转换成转速表指示的$\%N_1$。

起 飞 推 力 设 置

起飞推力必须在飞机速度 40——60 海里/小时之间设定。起飞$\%N_1$根据压力高度和外界温度，利用起飞推力设置图表来确定。针对空调组件和发动机热防冰工作时的$\%N_1$ 调整也包括在该图表中。

复 飞 推 力 设 置

复飞推力设置图表提供在马赫数 0.22 时复飞推力水平的$\%N_1$设置。目标$\%N_1$根据压力高度和进口全温（TAT）利用该图表来确定，对空调组件、发动机和机翼热防冰所进行的$\%N_1$ 调整也包括在该图表中。

发动机数据

飞 行 中 推 力 设 置（20K）

飞行中推力设置图表为最大连续推力提供了确定飞行中%N1 推力设置的程序。

确定推力设置，首先根据压力高度和飞机马赫数利用压力限制分图表可得到一个$\%N_1\sqrt{\theta_1}$值。然后根据进气道全温(TAT)和飞机马赫数利用温度限制分图表得到第二个$\%N1\sqrt{\theta_1}$，再加上特定飞行高度上的 TAT 修正值。使用从压力限制或 TAT 修整的温度限制中得到的两个$\%N_1\sqrt{\theta_1}$中较小的一个，在相应飞行高度上提供高度修正，对空调组件、发动机和机翼防冰所作的$\%N_1\sqrt{\theta_1}$调整已包括在图表中，将适当的进气道全温带入曲线便得到指示表的$\%N_1$值。

PMC 关断（不工作）时的操作

PMC 关断（不工作）的性能数据和推力设置图表在推力管理控制（PMC）关断操作相应的附录中提供。

噪 音 特 性

构形

发动机：CFM56-3 系列

型号：737-300

短舱处理：包括进气道和风扇管道的基本构形处理

符合 FAR 36 部.3 级噪音水平

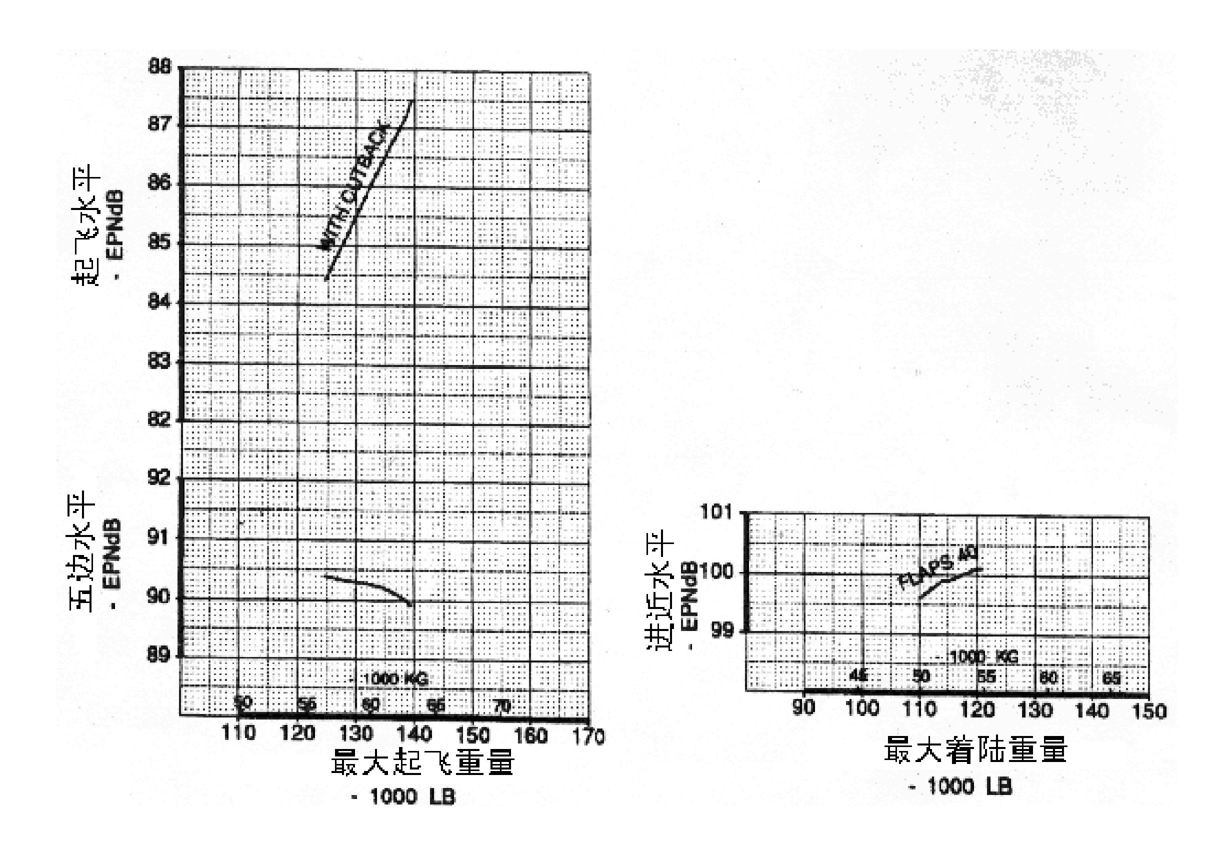
以下噪音水平是利用获得的测试数据，并根据 FAR 36 部的程序分析得出的。本机型满足 FAR 36 部 3 级噪音水平要求。

补充的 ICAO 附件 16 第 3 章噪音水平

用于获得 FAR 36 部 3 级噪音水平的试验和分析程序基本上等同于国际民航组织（ICAO）附件 16 第 1 卷第 3 章的要求。ICAO 附件 16 第 3 章的数据仅在有关飞机注册当局的批准后方可使用，包括对用于认证符合 FAR36 部噪音标准的等同程序的批准。

噪音特性适用范围

联邦航空局并没有就本机型的噪音水平，作出是否允许在任何机场或进、出任何机场的运行能被接受或不能被接受的决定。噪音水平根据本手册认证限制所限定的最大重量通过图表来确定。



4.3 场长修正

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

跑道长度修正

概 述

本节提供的信息用于将实际跑道条件下的实际可用跑道长度修正为一个等效值即修正的跑道长，也可用于确定 4.4 节所指的场长限制的总重。以下修正跑道长确定程序中的流程图显示了图表的使用以及程序中获得的各种参数。本程序的数字举例请见例题附录。

修 正 跑 道 长 的 确 定

以下步骤对应于确定修正跑道长流程图中标注的各点。

1. 所有发动机工作时的修正跑道长

   该跑道长不带净空道、坡度和风，并且防冰关闭条件下的性能等同于实际可用跑道条件下全发起飞时选择的防冰构形相同的性能。

2. 发动机失效时的修正起飞距离

   该跑道长不带净空道、坡度和风，并且防冰关闭条件下的性能等同于实际可用跑道条件下一台发动机在 V_{EF} 失效并继续起飞时选择的防冰构形相同的性能。

3. 加速停止距离

   实际跑道长度和可用停止道的总和。

4. 修正的加速停止距离

   该跑道长不带停止道、坡度和风，并且防冰关闭及防滞工作条件下的性能等同于实际可用跑道条件下一台发动机在 V_{EF} 失效并中断起飞时选择的防冰与防滞构形相同的性能。

跑道长度修正（续）

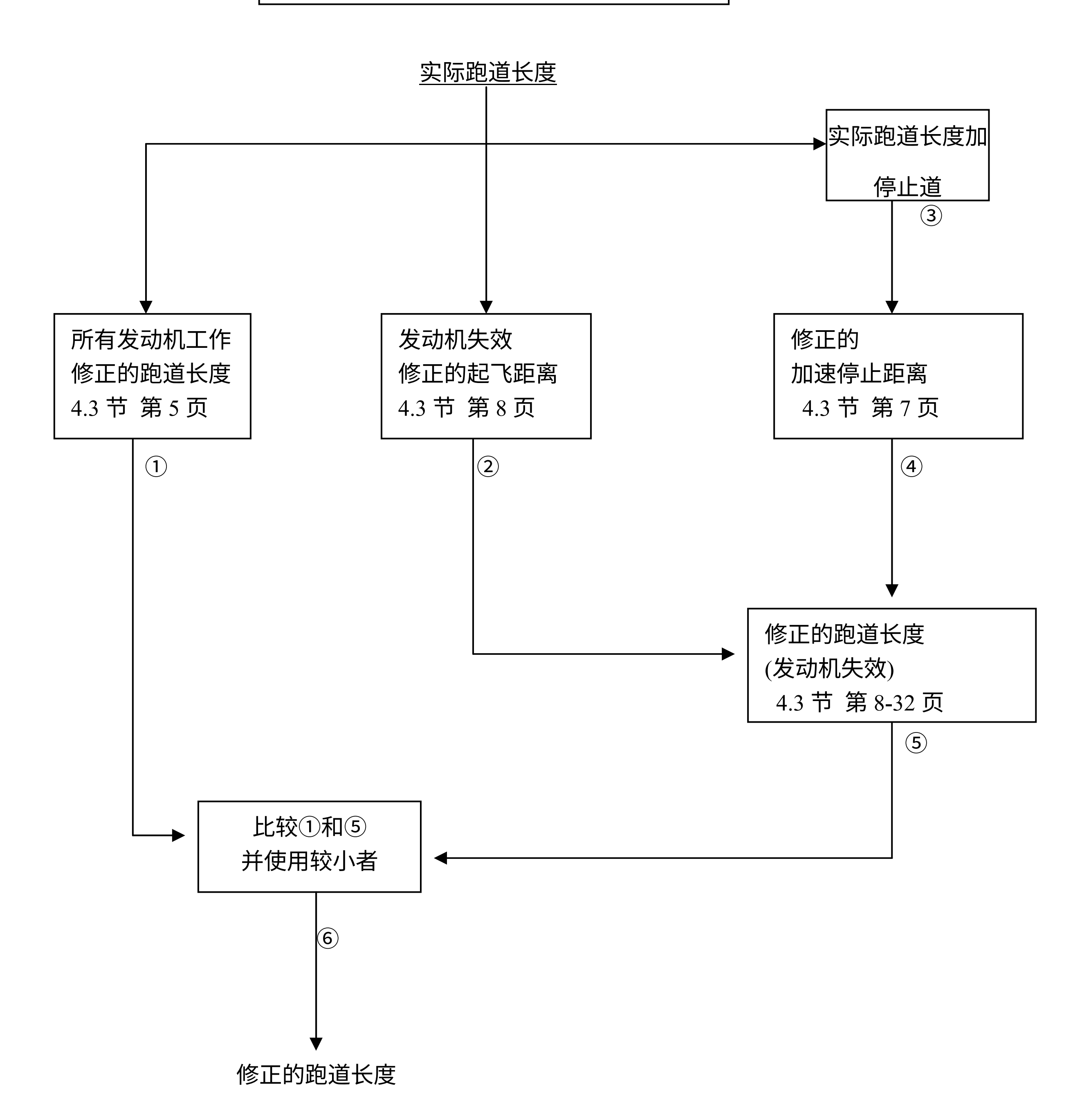
修 正 跑 道 长 的 确 定（续）

5．修正跑道长度（发动机失效时）

本步骤用于确定修正的跑道可用长度,并且基于可用发动机失效修正起飞距离步骤 2 和可用修正加速停止距离步骤 4。如果该修正跑道长用于确定场地长度限制的总重，则所得到的总重仅仅是基于考虑发动机失效时场地长度限制的总重。

6．本步骤将所有发动机工作时修正的跑道可用长度步骤 1 与修正跑道可用长度（发动机失效时）步骤 5 相比较，两者中的较小者就是最大修正跑道可用长度，该长度满足 FAA 所有与起飞重量相关的最大起飞总重、场地长度限制的规章。

修 正 跑 道 长 度 确 定 程 序


实际跑道长度
实际跑道长度加停止道
③
所有发动机工作
修正的跑道长度
4.3 节 第 5 页
发动机失效
修正的起飞距离
4.3 节 第 8 页
修正的
加速停止距离
4.3 节 第 7 页
①
②
④
修正的跑道长度
(发动机失效)
4.3 节 第 8-32 页
⑤
比较①和⑤
并使用较小者
⑥
修正的跑道长度

4.4　场长限制

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

场长限制

概 述

本节的图表提供了修正的跑道长与起飞总重之间的关系，并且符合 FAR 关于场长限制总重的规定。不同起飞襟翼设置下空调组件自动和关断的情况均包括在不同的图表中。根据实际跑道长度条件，利用 4.3 节中的图表可以获得修正的跑道长。计划的起飞全重不可超过场长限制的总重。使用这些图表的数字举例请见例题附录。

起 飞 场 长

本节所示起飞场长性能考虑下列较大者：(1) 所有发动机工作距离的 115%，或 (2) 发动机失效距离，考虑临界发动机在 V_{EF} 失效。这些距离基于平滑、干燥的硬道面跑道以及下列条件：

1.使用 4.1 节中性能构形所述的形态。

2.使用 4.1 节中起飞程序所述的推力设置程序所获得的起飞推力。

3.发动机失效起飞距离考虑到 1 秒钟延迟后才意识到发动机失效。

4.当在 V_1 或刚刚达到 V_1 之前决定终止起飞，使用 4.1 节中起飞程序所述的刹车程序。确定起飞场长时没有使用反推。

5.当在 V_1 或 V_1 后决定以单发继续起飞，在计划的 V_R 开始抬轮，并在 35 英尺高处获得计划的 V_2。

4.5 起飞爬升限制

目 录

页数

黑体字为图表。

宋体字为文字。

起飞爬升限制

概 述

起飞爬升限制

本节起飞爬升限制图表提供的最大起飞全重是机场压力高度和温度的函数，并且满足 FAR 25.121（6）的 2.4%梯度要求。对于空调组件（A/C）自动或关断以及不同的起飞襟翼都有单独的图表。使用 4.10 节中所述的改进爬升性能将允许有更大的起飞爬升总重，计划的起飞总重不可超过起飞爬升限制重量。关于使用这些图表的数字举例请见例题附录。

最终起飞爬升限制

本节最终起飞爬升限制图表提供的最终起飞爬升会限制起飞全重是机场压力高度和温度的函数，。计划的总重不可超过最终起飞爬升限制，并且最终起飞爬升限制无法通过使用改进爬升性能而得到提高。

4.6 轮速限制

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

轮速限制

概 述

本章的图表提供了为保证离陆速度不超过轮胎最大地速限制而必须遵守的起飞重量限制。计划的起飞全重不可超过轮速限制重量,关于这些图表使用的数字举例见例题附录。

在 4.10 节所述的改进爬升性能程序，会降低在本节中所得到的允许轮速限制起飞重量，并且在使用改进爬升性能技术时必须考虑这种情况。4.10 节中的改进爬升性能（起飞重量限制）图表表示了轮速限制起飞重量随着速度增加至最大允许速度增量的变化趋势。

如果安装的是 225 MPH 轮胎，襟翼 15 的情况下永远不会受到轮速限制。

4.7 起飞速度

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

起飞速度

概 述

本章的图表所提供的起飞速度 V_1、V_R 和 V_2 是机场温度/高度、全重和 V_1/ V_R 比率的函数。不同的起飞襟翼有单独的图表。计划的起飞速度必须遵守以下讨论的 FAR 要求。

起 飞 速 度 限 制

抬头速度

计划抬头速度 V_R 必须等于或大于起飞决断速度 V_1。

刹车能量限制

计划起飞决断速度 V_1，必须等于或小于最大刹车能量速度 V_{MBE}。刹车能量限制图表提供的 V_{MBE} 是全重、高度、温度、跑道坡度和风力因素的函数。如果 V_1 数值范围上部的值（见 V_1 的确定）万一高于 V_{MBE}，则上限必须降低到 V_{MBE}。如果某个全重的 V_1 数值范围全部高于 V_{MBE}，则总重必须降低到 V_1 等于 V_{MBE}。 本程序的数字举例见例题附录。

同一类型（见 4.1 节的定义）件号（P.N.）的刹车具有同等的刹车性能，并且某种类型的刹车能量限制图表对所有那种类型的刹车都能适用。不允许刹车混用。

地面操纵的最小 V_1

计划起飞决断速度 V_1 必须等于或大于最小地面操纵速度 $V_{1(MCG)}$。起飞决断速度图表中的阴影部分表示 $V_{1(MCG)}$ 限制可能发生的范围。地面操纵最小 V_1 图表中提供的 $V_{1(MCG)}$ 是高度、温度和全重的函数。如果 V_1 数值范围（见 V_1 的确定）中的较低值万一低于 $V_{1(MCG)}$，则较低限制必须增加到 $V_{1(MCG)}$。如果对某一全重值的整个 V_1 范围将低于 V_{MCG}，参见 4.8 节中的起飞限制。

起飞速度

空 中 最 小 操 纵 速 度

本节的图表中提供了飞机的空中最小操纵速度（V_{MCA}）。V_{MCA} 不是起飞速度限制。

起 飞 决 断 速 度 V_1 的 确 定

以下是起飞决断速度确定程序的流程图，演示了起飞速度图表的使用并体现了本程序中获得的各种参数。本程序的数值举例见附录例题。

起 飞 决 断 速 度 V_1 的 确 定 （续）

以下步骤对应于 V_1 决断程序流程图上标明的各点。

1. 按 4.3 节确定发动机失效修正的起飞可用距离。

2. 确定修正的所需跑道长度以满足所有 FAR 关于场地长度的起飞全重。

   根据机场温度/高度和起飞全重，利用相应的场长限制图表读出修正的所需跑道长度。

3. 确定抬头速度，V_R。

   根据机场温度/高度和起飞全重，利用相应的起飞速度图表读出抬头速度 V_R。

4. 按 4.3 节确定修正的可用加速-停止距离。

5. 确定 $(V_1/V_R)_{MIN}$。

   根据发动机失效修正的可用起飞距离（步骤 1），和修正的所需跑道长度（步骤 2），利用 4.3 节相应的跑道长度和 V_1 调正图表读出 $(V_1/V_R)_{MIN}$。

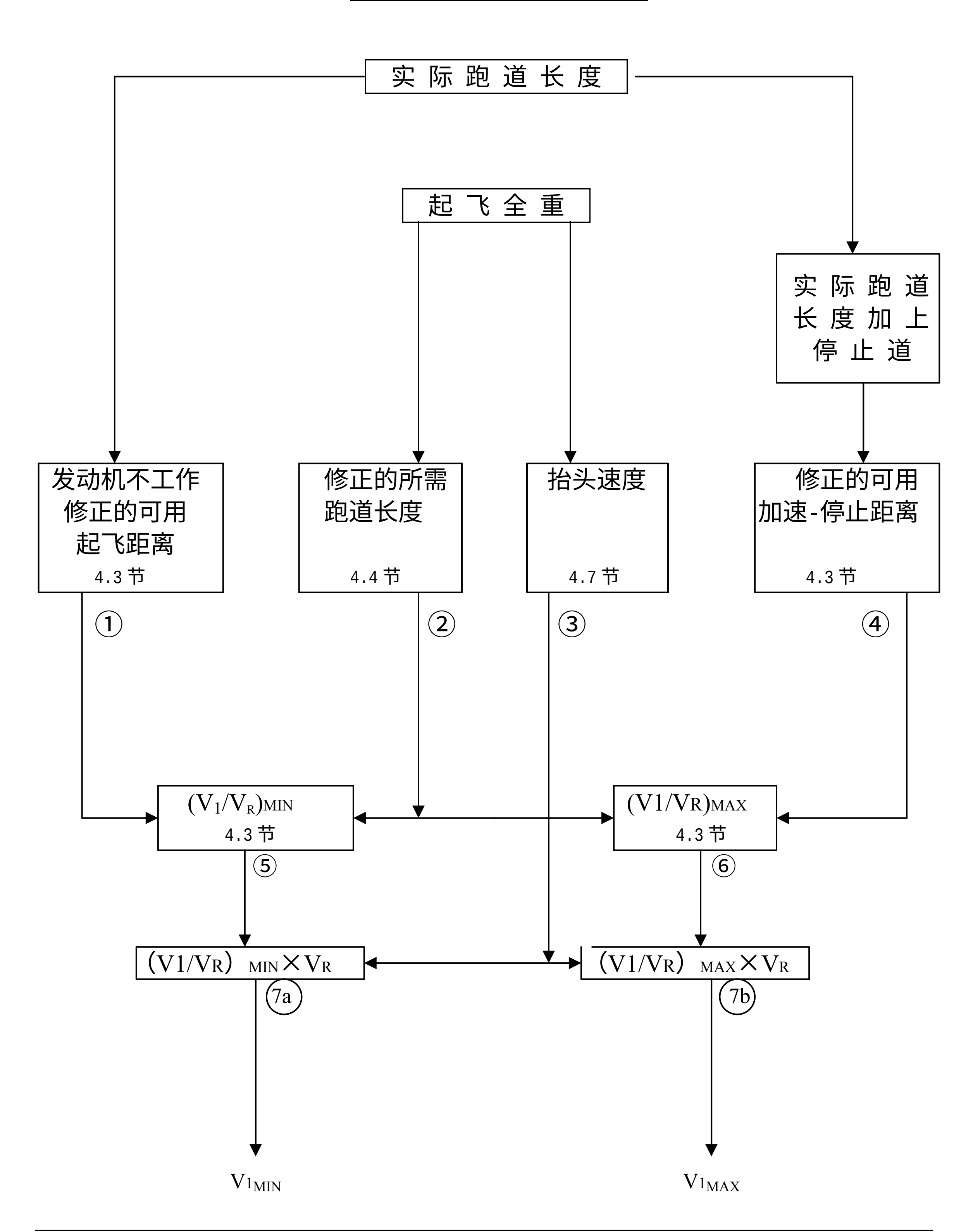
6. 确定 $(V_1/V_R)_{MAX}$。

   根据修正的可用加速-停止距离（步骤 4）和修正的所需跑道长度（步骤 2），利用 4.3 节相应的跑道长度和 V_1 调正图表。读出 $(V_1/V_R)_{MAX}$。

7. 确定 V_{1MIN} 和 V_{1MAX}。允许在起飞全重下从实际跑道上起飞的 V_1 最低和最高值，满足所有 FAA 关于最大起飞全重和场地长度限制的规定，其他可能的限制见起飞速度限制。

   a) $(V1/VR)_{MIN}$（步骤 5）乘以 V_R（步骤 3），即获得 $V1_{MIN}$ （或从表中读出）。
   b) $(V1/VR)_{MAX}$（步骤 6）乘以 V_R（步骤 3）即获得 $V1_{MAX}$ （或从表中读出）。

V1 决断程序


实际跑道长度
起飞全重
实际跑道长度加上停止道
发动机不工作修正的可用起飞距离
4.3节
修正的所需跑道长度
4.4节
抬头速度
4.7节
修正的可用加速-停止距离
4.3节
①
②
③
④
(V1/VR)MIN
4.3节
(V1/VR)MAX
4.3节
⑤
⑥
(V1/VR) MIN×VR
(V1/VR) MAX×VR
7a
7b
V1MIN
V1MAX

起飞速度

选 择 V_1

每次计划起飞必须选择允许范围内的起飞决断速度 V_1。尽管在允许范围内的值都是安全和可以接受的，但仍然必须进行选择。选择 V_1 时应考虑以下因素。

当 选 择 高 V_1 时：

1. 对继续起飞而言安全裕度增加。

   (a)对于继续起飞所需起飞距离更少。

   (b)在一台发动机失效后继续起飞时，在障碍物之上有更多的垂直净距。

   (c)在最小操纵速度限制中有更多的裕度。

2. 如果在 V_1 速度中断起飞，在停止距离上将仅有最小所需裕度，并且将会使用跑道的大部分或全部。

当选择低 V_1 时：

1. 对于中断起飞安全裕度增加。

   (a)增加的停止裕度对刹车特性不好的跑道是有利的。

   (b)刹车能量限制有更多的裕度。

2. 如果在发动机失效后需要继续起飞，则在跑道末端上空将仅有最小所需净距。

4.8 $V_{1(MCG)}$限制的起飞

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为内容。

$V_{1(MCG)}$限制的起飞

概 述

当某次起飞的整个 V_1范围降到低于或等于于 $V_{1(MCG)}$时，则起飞将受到 $V_{1(MCG)}$的限制（见 4.7 节的 V_1决断）。

当 V_1为最小地面操纵速度 $V_{1(MCG)}$时，应使用本节的图表。场地长度限制图表是基于加速到发动机失效速度至最小决断速度 $V_{1(MCG)}$有 1 秒钟延迟，并且使用 4.1 节的程序停止起飞。

$V_{1(MCG)}$限制的起飞分析程序

当受 $V_{1(MCG)}$限制时，使用下列步骤查出最大允许起飞重量和起飞速度。详见例题附录中本程序的数字举例。

1. 跑道长度修正

   根据得到的加速-停止距离、修正的跑道条件和飞机形态，利用修正的加速停止距离 V_{1MCG}限制图表，读出修正的加速停止距离。

2. 最大起飞重量

   根据机场温度/高度和从步骤 1 中得出的修正的加速-停止距离，利用相应的 $V_{1(MCG)}$场地长度限制图表，读出起飞全重。

3. 起飞速度

   使用 4.7 节中相应的起飞速度图表和从步骤 2 中得出的全重，查得 V_R*和 V_2，设定 V_1= $V_{1\ (MCG)}$，$V_{1\ (MCG)}$ 是从 4.7 节的地面操纵最小 V_1图表中获得的。

   *如果 V_R低于 $V_{1(MCG)}$，则按本节下面的所需速度增加中的步骤 1、2 和 3。

$V_{1\ (MCG)}$限制的起飞

所需速度增加

如果 $V_R < V_{1(MCG)}$，需要按 $V_R = V_{1(MCG)}$增加速度。

1. 所需速度增加的确定

   根据确定的 V_R 速度，利用相应的改进爬升性能（起飞速度）图表（4.10 节），按引导线到 $V_R = V_{1(MCG)}$并读出所需增加速度。

   如果使用了最大的速度增加，仍然 $V_R < V_{1(MCG)}$，则选择下一个较低的起飞襟翼设置并重新分析起飞。否则，进入步骤 2 的分析。

2. 起飞安全速度 V_2的确定

   根据确定的 V_2速度，利用相应的改进爬升性能（起飞速度）图表（4.10 节），按引导线到所需增加速度（步骤 1）并读出起飞安全速度 V_2。

3. 起飞速度

   (a) $V_1=V_{1(MCG)}$。
   (b) $V_R=V_{1(MCG)}$。
   (c) 从步骤 2 中得出 V_2。

4.9 越 障

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

4.9 越 障

目 录 （续）

黑体字为图表。

宋体字为文字。

越 障

起 飞 飞 行 航 道

说明

起飞飞行航道是在起飞过程中假设最临界发动机失效的情况下，计算出的高度和距离的相对关系,并被用于确定越障净距。根据飞机构型、发动机推力或速度的改变将其定义成几个合理的部分。对于起飞操纵，在越障净距不成问题或在分析显示使用符合规范的备用航道可获得所需净距时，不强制使用假设的飞行航道。

全飞行航道和净飞行航道两者都可以在图表中获得。全飞行航道用于控制每一个爬升阶段的所用时间，并用来确定从一个阶段过渡到另一个阶段的实际高度。净飞行航道等于全飞行航道减去 0.8%的梯度能力。垂直越障净距必须在全飞行航道减去 35 英尺的基础上证实。在全高度到达 1500 英尺时飞行航道完成，并过渡到完成的航路形态，除非障碍高度要求飞行航道进一步延伸。

越障净距图提供的减去了 35 英尺的净飞行航道剖面,是 400 英尺上起飞爬升总梯度的函数。已知在障碍物和“基准零点”之间的距离和高度差，这些尺寸标注在相应的越障净距图上，可以获得所需的爬升梯度。如果飞行航道在 V_2 速度上获得的梯度足够超越障碍物，则由其他限制所确定的起飞重量就是满足要求的。否则，按下列选项操作：

1. 减少重量以符合所需梯度。

2. 使用较小限制的襟翼设定。

3. 采用改进爬升性能（增加起飞速度）。

第 2 和 3 选项对越障能力的影响依赖于临界障碍物的高度和位置。

越 障

起 飞 飞 行 航 道

说明（续）

为了越障而减重时，应注意在障碍物和基准零点之间增加的水平距离，这是因为所需的场地长度减少了，该数值可在越障净距图上利用“ 障碍距离交易线 ”计算得出。在有坡度的跑道上，障碍物高度随相应的基准零点而改变；这可通过障碍物高度随起飞距离和跑道坡度按比例的变化计算出。在可增加场地长度的情况下，改进爬升性能可用来增加起飞速度和提高可用爬升梯度。

偶尔，飞行航道的分析必须延伸到收襟翼点之后，以便能够超越靠转弯无法躲避的远距离高的障碍物。此内容包括在第三段距离和起飞爬升图表内。

飞行航道图表与起飞全重、机场温度和机场压力高度有关，并且使用简单，燃油消耗和性能随高度的变化也已包含在该图表中。

越 障

假 设 爬 升 技 术

在起飞航迹图表上显示的性能参数基于以下条件和假设：

航迹开始于（基准零点）起飞距离末端，即在高度达到 35 英尺并且速度达到 V2 的一个点。假设临界发动机失效，收起落架动作在第一阶段末尾完成，并且该动作基于已验证的受地面效应影响的性能。爬升使用起飞襟翼和单发起飞推力设置并从 V2 一直到：

(a) 获得一个 400 英尺的最小起飞全高度，或：
(b) 获得最大改平高度，或：
(c) 获得了在设置起飞推力 5 分钟后能够达到的最大高度。

这些起飞航迹已在起飞航迹选项图表中显示出来。

在上述（a）和（b）两种情况中，飞机然后从计划的收襟翼速度到最后一段速度以起飞推力平飞加速，并以最大连续推力继续爬升。情况（c）仅适用于在第二段的所有障碍物都已超越，并且最后阶段的全爬升梯度比最大连续推力越障时所需的梯度要大（插入远距离越障图表）。

越 障

起 飞 航 迹 图 表 介 绍

以下介绍了几个不同的用于描述高度与距离关系的起飞航迹剖面图，用来检查超障。同时还显示了使用起飞推力方式的起飞航迹各阶段，起飞航迹各阶段是机场标高以上 400 英尺的修正起飞爬升梯度的函数。对于起飞航迹的第一阶段或第二阶段，能够超越的障碍物限制的重量可以在图表上直接查出。对于距离比较远的障碍物，有必要从各种已有图表上收集信息并重新建一个新的起飞航迹图，以便确定越障所允许的最大起飞重量。

起飞爬升—这些图表显示了在第二段起飞构型下的全爬升梯度能力，该梯度能力是飞机全重、机场温度和机场压力高度的函数。所有图表都基于机场标高以上 400 英尺的推力和温度条件，该高度高于收起落架高度，这也就是为什么在起飞—爬升—限制重量下的可用梯度比规定的最小爬升梯度值 2.4%要稍微小一些的原因。

近距离越障—该图表显示的是净起飞飞行航迹。对于第一和第二阶段距离达到 7000 英尺，高度减少 35 英尺，并且该航迹是 400 英尺高度修正的起飞爬升全梯度的函数。该图表分为使用或不使用改进爬升性能两种图表。对于改进爬升性能起飞，必须用起飞爬升（改进爬升性能）图表对从起飞爬升图表上读出的梯度进行修正。有必要的话，在使用近距离越障图表前先用梯度修正图表对风和坡度进行修正。

远距离越障—这些图表显示的是净起飞飞行航迹。对于在起飞爬升（第二阶段）形态下单发失效以 V2 爬升，高度减少 35 英尺，并且该航迹是 400 英尺高度修正的起飞爬升全梯度的函数。该图表分为使用或不使用改进爬升性能两种图表。对于改进爬升性能曲线在 0 到 20 个单位内在相应的表之间采用线形插值，全高度线在起飞航迹线的上方。对于改进爬升性能起飞，必须用起飞爬升（改进爬升性能）图表对从起飞爬升图表上读出的梯度进行修正，并且在使用远距离越障图表前先用梯度修正图表对风和坡度进行修正。

越 障

起 飞 航 迹 图 表 介 绍（续）

障碍物距离曲线—为了获得一个较大的起飞爬升梯度而减小重量时，所需起飞距离也相应减少了，从而也增加了从基准零点到障碍物的距离。该图显示了节省的起飞距离（增加了障碍物距离）与起飞爬升梯度的关系，两者都受全重的影响。见本节越障图表中的障碍物距离曲线构成。

最大改平高度—爬升梯太小度，飞机起飞后将不能在 5 分钟之内以起飞推力爬升到 1,500 英尺，并加速到收襟翼。这些图表显示了可以以起飞推力实施加速度阶段的最大全高度，相应的净高度用来检查越障。对于使用改进爬升性能和坡度，在使用该图表前必须对来自于起飞爬升图表中的梯度进行修正。

第三段距离—这些表显示了加速到最后起飞爬升速度并以推荐的表格速度收襟翼时，所需的全水平距离和净水平距离。第三段距离是修正的可用起飞爬升梯度的函数。对于改进爬升性能起飞，必须用起飞爬升（改进爬升性能）图表对从起飞爬升图表上读出的梯度进行修正，并且在使用第三段距离图表前，先用梯度修正图表对风、改平高度和坡度进行修正。

最后起飞爬升图表—该图表显示了完成收襟翼段和减推力到最大连续推力限制时的可用全梯度和净梯度。该梯度用来建立起飞飞行航迹的最后阶段，并确定远距离很高的障碍物的越障余度。该图表基于机场标高以上 1,500 英尺，并且温度低于机场温度 3 摄氏度的条件。从该图表上读出的梯度必须按需要在梯度修正图表上对坡度、高度和风进行修正。

越 障

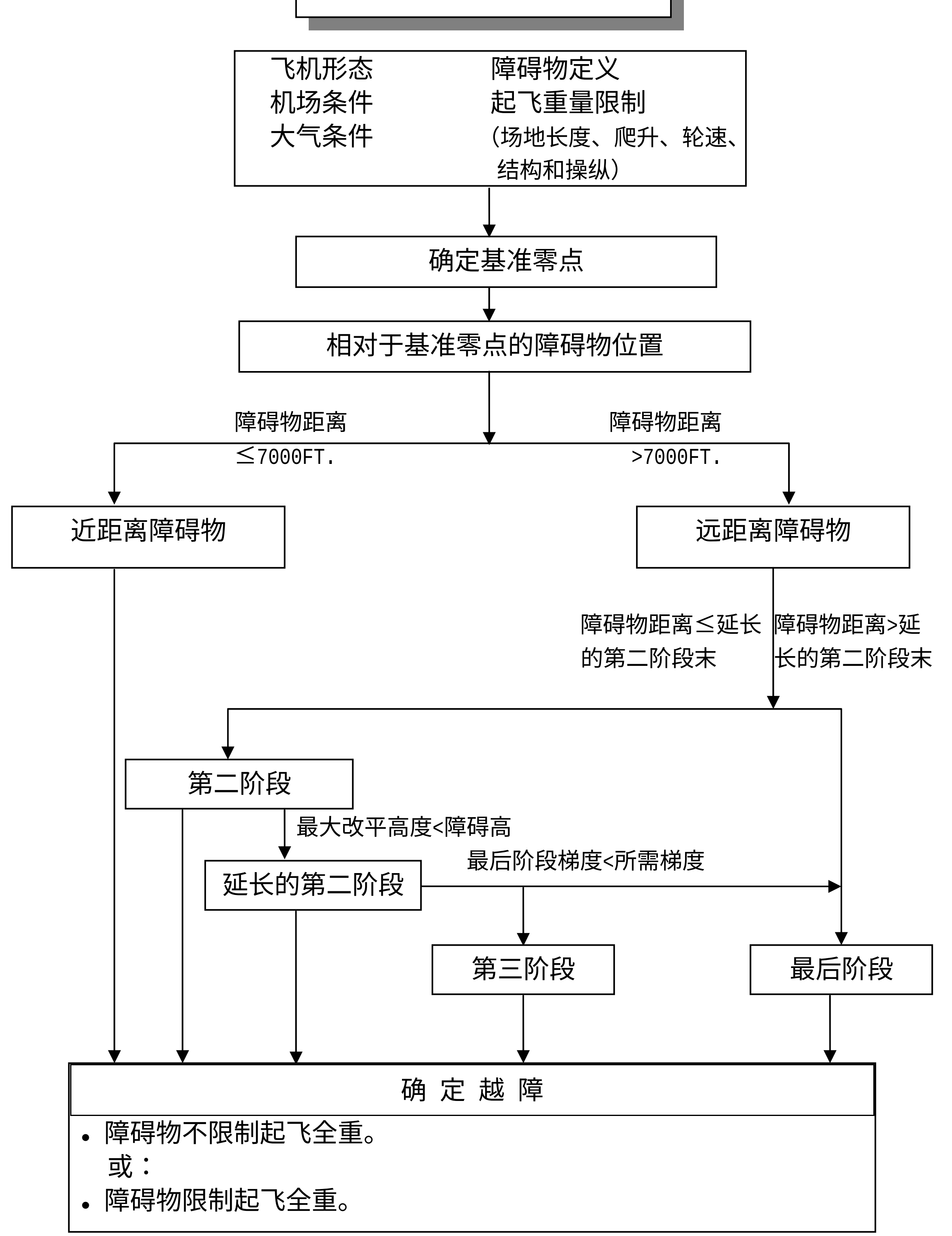
起 飞 航 迹 图 表 介 绍（续）

梯度修正—该图表显示了起飞和最后起飞爬升中相对于风、全高度和起飞航迹中的程序转弯对梯度所作的修正。对用于越障图表的起飞爬升梯度应当进行坡度和风的修正，当分析到起飞飞行航迹的第三阶段和最后阶段时，需要对坡度、风和全高度进行修正。应当注意到，该表的判读程序视修正的方向而不同。例如：对于净风 400 英尺、全梯度（在起飞爬升图表上），从参考线上的净风梯度开始，折到实际风以获得风修正后的梯度。相反，对于风修正后的梯度（在越障图表上），从相应风量的风修正梯度开始，折到参考线上以获得净风梯度。

全高度—压力高度转换—当周围温度高于或低于国际标准大气温度（ISA）时，在气压式高度表上显示的高度变化与起飞航迹计算出的几何高度会明显不同。该表显示了几何高度增量和压力高度增量的关系，从而可参考高度表指示完成起飞飞行航迹程序。

越 障 分 析 程 序 流 程 图

下面的流程图以简要的步骤显示了确定起飞越障的程序。如果障碍物有影响，就确定障碍物限制的起飞全重。以下是该程序的详细说明。


越障分析程序
飞机形态
机场条件
大气条件
障碍物定义
起飞重量限制
(场地长度、爬升、轮速、结构和操纵)
确定基准零点
相对于基准零点的障碍物位置
障碍物距离
≤7000FT.
障碍物距离
>7000FT.
近距离障碍物
远距离障碍物
障碍物距离≤延长的第二阶段末
障碍物距离>延长的第二阶段末
第二阶段
最大改平高度<障碍高
延长的第二阶段
最后阶段梯度<所需梯度
第三阶段
最后阶段
确定越障
障碍物不限制起飞全重。
或：
障碍物限制起飞全重。

越 障

越 障 分 析 程 序

以下程序假设基于场道长度、爬升、轮速和结构限制的允许起飞重量已经预先确定（见有关程序的相应章节），然后将该全重用于越障分析，并确定是否有障碍物限制。必要的话，减小允许起飞全重。

请参阅附录中该程序的适用例题。

1. 确定基准零点

基准零点是起飞航迹分析的起始点及确定所考虑的障碍物位置的基准点。基准零点是跑道上或所需起飞距离末端净空道平面上的一个点，可以通过以下方式确定：

（a） 确定所需的修正跑道长度。如果场道长度受限制，修正的所需跑道长度就等于由确定的跑道长度所修正的可用跑道长度。

（1） 最小起飞速度

根据机场温度/标高和由爬升限制、轮速限制、结构限制或操纵需要所确定的最小全重，利用相应的跑道长度限制图表，读取修正的所需跑道长度。

（2） 改进爬升性能

如果使用改进爬升性能技术，利用 4.10 节所描述的程序确定修正的所需跑道长度。

（b） 根据步骤 1.(a)得出的修正所需跑道长度和由确定的跑道长度得出的修正可用加速-停止距离，利用相应的跑道长度和 V1 调正图表，如有必要，采用较小的修正可用加速-停止距离，遵循 V1/VR≤1.0 的限制，读取单发失效修正的所需起飞距离。

（c） 根据步骤 1.(b)得出的修正所需起飞距离，利用单发失效修正起飞距离图表，并反向查阅图表，不包括净空道修正，读取单发失效实际所需起飞距离。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（d） 根据步骤 1.(a)的修正所需跑道长度，利用全发工作修正的跑道长度图表，并反向查表，不包括净空道修正。读取全发工作实际所需起飞距离。

（e） 实际所需起飞距离大于步骤 1.(c)的单发失效情况或步骤 1.(d)的全发工作所需的起飞距离，这就是相对于跑道头松刹车的基准零点的位置。

2. 相对于基准零点调整障碍物距离和高度

实际可用跑道长度减去步骤 1.(e)的实际起飞所需距离，将该差值加上从可用跑道长度末端量取的障碍物距离。注意：使用净空道时该值对于障碍物距离可能是一个减少量。对于平整的跑道，也应相对基准零点与可用跑道长度末端的标高差对障碍物高度进行修正，请参阅本节中平整跑道对越障的影响。

3. 可用起飞爬升梯度

（a） 确定可用起飞爬升全梯度。

（1） 最小起飞速度

根据机场温度/标高和步骤 1 用于确定基准零点的全重，利用相应的起飞爬升图表，读取可用起飞爬升全梯度。

（2） 改进爬升性能

若使用改进爬升性能技术，根据步骤 3 (a) (1) 的起飞爬升全梯度，利用相应的起飞爬升（改进爬升性能）图表（4.10 节），并且起飞速度增大。在改进爬升性能方式下读取可用起飞爬升全梯度。

（b） 根据步骤 3 (a) 的可用全梯度，利用梯度修正图表，读取修正的可用全梯度。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

4. 近距离障碍物

距基准零点 7,000 英尺以内的近距离障碍物可能位于起飞飞行航迹的第一阶段和第二阶段。使用以下分析程序：

（a） 根据相对于基准零点的障碍物距离和步骤 3 (b)的修正可用全梯度（或其他越障要求），利用近距离越障图表，读取高于基准零点的可用高度。

（b） 若步骤 4 (a)高于基准零点的可用高度大于或等于障碍物高于基准零点的高度，则该障碍物可以越过，起飞全重仅受其它限制。否则，继续执行步骤 4(c)的分析。

（c） 若障碍物无法超越，则在近距离越障越障图表上作一条障碍物距离曲线，并沿着它到相应的障碍物高度，读取修正的越障所需全梯度。见本节越障图表中障碍物距离曲线的绘制。

（d） 根据步骤 4 (c)修正的越障所需全梯度，利用梯度修正图表，确定越障所需全梯度。

（e） 确定障碍物限制的起飞全重。

（1）最小起飞速度

根据机场温度/标高和步骤 4(d)的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取障碍物限制的起飞全重。

（2）改进爬升性能

若使用改进爬升性能技术，根据步骤 4(d)的超障所需全梯度，利用相应的起飞爬升（改进爬升性能）图表（4.10 节），并且起飞速度增加。读取相等的无速度增加的全梯度。

根据机场温度/标高和相等的无速度增加的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取使用改进爬升性能的障碍物限制起飞全重。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

注：由于障碍物距离曲线表的设计保守性，根据步骤 4(e)的障碍物限制全重，重新分析步骤 1 的起飞飞行航迹，可以获得一个附加的障碍物限制起飞全重增量。所提的保守性将迭代到障碍物距离曲线的分析中。通常，如果步骤 3(b)修正的可用全梯度小于步骤 4(c)修正的越障所需全梯度 0.5%或更多，将会获得一个更大的障碍物限制全重的附加增量。

5.远距离障碍物

距离基准零点超过 7,000 英尺的远距离障碍物，可能位于起飞航迹的第二，第三或最后阶段。使用以下分析程序。

（a）根据障碍物高和步骤 3(b)修正的可用全梯度（或其他越障要求），利用远距离越障图表，读取距基准零点的水平距离。如果该距离超出了延长的第二阶段爬升末端，则该障碍物作为最后爬升阶段障碍物进行分析，参阅最后阶段障碍物。否则继续进行步骤 5(b)的分析。

第二阶段

（b）根据障碍物高度和步骤 3(b)修正的可用全梯度，利用远距离越障图表（或其它越障要求），读取越障所需全高度。

（c）根据机场温度/标高和步骤 3(a)的可用全梯度，利用相应的最大改平高度图表（或其它越障要求），读取最大改平高度。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（d） 如果步骤 5（c）的最大改平高度小于步骤 5（b）的越障所需全高度，参阅延长的第二段。否则，继续进行步骤 5（e）的分析。

（e） 根据距基准零点的障碍物距离和步骤 3（b）修正的可用全梯度，利用远距离越障图表，读取高于基准零点的可用高度。

（f） 如果步骤 5（e）高于基准零点的可用高度大于或等于障碍物高于基准零点的高度，该障碍物可以越过，允许起飞全重仅受其它条件限制。否则，继续进行步骤 5（g）的分析。

（g） 如果障碍物无法越过，在远距离越障图表上作一条障碍物距离曲线，并沿着该曲线到相应的障碍物高度，读取修正的越障所需全梯度。见本节越障图表中障碍物距离曲线的构成。

（h） 根据步骤 5（g）修正的越障所需全梯度，利用梯度修正表，确定越障所需全梯度。

（i） 确定障碍物限制的起飞全重。

（1） 最小起飞速度

根据机场温度/标高和步骤 5（h）的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取障碍物限制的起飞全重。

（2） 改进爬升性能

若使用改进爬升性能技术，根据步骤 5（h）的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升（改进爬升性能）图表（4.10 节），并且起飞速度增加，读取相等的无速度增加全梯度。

根据机场温度/标高和相等的无速度增加越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取使用改进爬升性能的障碍物限制起飞全重。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

注：由于障碍物距离曲线表的设计保守性，根据步骤 5（I）的障碍物限制全重，重新分析步骤 1 的起飞飞行航迹，可以获得一个附加的障碍物限制起飞全重增量。所提的保守性将迭代到障碍物距离曲线的分析中。通常，如果步骤 3（b）修正的可用全梯度小于步骤 5（g）修正的越障所需全梯度 0.5%或更多，将会得到一个更大的障碍物限制全重的附加增量。

6.延长的第二阶段

FAR 规定在全高度 400 英尺以上，起飞飞行航迹每一点的最小爬升全梯度能力为 1.2%。

如果最临界的速度与襟翼位置结合能满足上述要求，并且最大连续推力取代起飞推力，则最大改平高度将不再限制第二阶段以 V2 速度爬升的结束高度。相反，第二阶段可一直延长到起飞推力时限。

（a） 按照远距离越障图表的注释，要检查延长的第二段所要求的最后阶段梯度能力。在使用最大连续推力收襟翼的最临界形态，该梯度能力必须确保 1.2%的全梯度。

（b） 根据机场温度/标高和步骤 1 用于确定基准零点的全重，利用相应的最后阶段起飞爬升图表，读取最后阶段可用全梯度。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（c） 如果步骤 6（b）最后阶段可用全梯度大于或等于步骤 6（a）最后阶段所需全梯度，则允许延长第二阶段爬升，步骤 5（I）到步骤 5（e）完成分析。如果最后阶段可用全梯度不足以允许延长第二阶段爬升，则必须减小起飞重量。为使重量减少量最小，应对以下三种可能性进行检查：

（1）确定全重，该重量必须满足延长的第二阶段所要求的最后阶段起飞爬升梯度最小。参阅延长的第二阶段的最大全重。

（2）确定能在第二阶段末（最大改平高度）达到越障全高度所要求的全重。参阅第三阶段障碍物。

（3）该障碍物作为最后阶段障碍物进行分析。参阅最后阶段障碍物。

7.延长的第二阶段的最大全重

(a) 根据机场温度/标高和步骤 6（a）的最后阶段所需梯度，利用相应的最后阶段起飞爬升图表，读取延长的第二阶段最大全重。

(b) 从步骤 7（a）延长的第二阶段最大全重开始，使用步骤 1、2、3 和步骤 5（e）到 5（I）完成分析，该结果就是延长的第二阶段障碍物限制的起飞全重.

8. 第三阶段障碍物

第三阶段障碍物就是计算起飞航迹中平飞加速和收襟翼段所超越的障碍物。因此,在第二阶段结束前或结束时必须获得必需的越障高度。除满足其它某种要求外，第二阶段可得到的最大全高度显示在最大改平高度图表上。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

根据步骤 3（b）得到的修正可用全梯度（或其他越障要求），使用以下程序，在远距离越障图表上作一条最大改平高度线。

最大改平高度

（a）假设一个修正的全梯度。

（b）根据步骤 8(a)修正的全梯度，利用梯度修正图表，确定全梯度。

（c）根据机场温度/标高和步骤 8(b)的全梯度，利用相应的最大改平高度图表，读取最大改平高度。

(d) 作为步骤 8(a)修正的全梯度的函数，在远距离越障图表上点画出步骤 8(c)的最大改平高度。

障碍物限制的起飞全重

(e) 作好最大改平高度线后，沿着它到障碍物高度，读取修正的越障所需全梯度。

(f) 根据步骤 8(e)修正的越障所需全梯度，利用梯度修正图表，确定越障所需全梯度。

(g) 确定第三阶段障碍物限制的起飞全重。

（1）最小起飞速度。

根据机场温度/标高和步骤 8(f)的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取第三阶段障碍物限制的起飞全重。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（2）改进爬升性能

若使用改进爬升性能技术，根据步骤 8(f)的越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升（改进爬升性能）图表（4.10 节），并且起飞速度增加，读取相等的无速度增加全梯度。

根据机场温度/标高和无速度增加越障所需全梯度，利用相应的起飞爬升图表，读取使用改进爬升性能的第三阶段障碍物限制的起飞全重。

9. 最后段障碍物

如果在最大改平高度或延长的第二阶段仍不能超越远距离障碍物，则必须利用第三阶段距离和最后阶段起飞爬升图表作一条第二阶段后的飞行航迹。

（a）选择最小允许全改平高度。

（1）规章限制的最低要求：400 英尺。

（2）越障要求。

（3）可选性要求或程序要求。

（b）根据步骤 9(a)的全改平高度和步骤 3(b)的可用修正全梯度（或其它越障要求），利用远距离越障图表，读取障碍物高于基准零点的高度和距基准零点的水平距离，这就是第二阶段末端。

（c）根据步骤 9(b)使用过的风修正全梯度，如果选择的全改平高度大于 400 英尺，应进一步将该梯度修正到选择的全改平高度，用它来查起飞爬升梯度修正图表。

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（d）根据机场温度/标高和步骤 9(c)修正的可用全梯度，利用相应的第三阶段距离图表，读取第三阶段净距离和全距离。

（e）步骤 9(d)的第三段净距离和全距离加步骤 9(b)的第二阶段末的距离，得到总的从基准零点到第三阶段末端的净距离和全距离。

（f）根据机场温度/标高和步骤 1 用于确定基准零点的全重，利用相应的最后阶段起飞爬升图表（或其它越障要求），读取最后阶段可用全梯度。

（g）按 FAR 的下述规定计算越障所需全高度：

全高度=障碍物高度*+35+(0.008×障碍物距离*)

*代表相对于基准零点

（h）根据步骤 9(f)的最后阶段所需全梯度，查阅最后阶段起飞爬升梯度修正图表。如果越障所需全高度大于 1,500 英尺，应相对于风和步骤 9(g)的全高度对梯度进行修正。

（i）步骤 9(h)修正的最后阶段可用全梯度减小 0.8%，即得到修正的最后阶段可用净梯度。

（j）第三阶段距离末越障所必须达到的剩余净高度，就是步骤 9(b)基准零点以上的第三段高度与障碍物高度的差值。该净高度是从步骤 9(I)修正的最后阶段可用净梯度得来的。爬升到该高度所需水平距离是：

最后阶段距离=（障碍物高度—第三阶段高度）÷（修正的最后阶段可用净梯度）

越 障

越 障 分 析 程 序（续）

（k）步骤 9(j)的最后阶段距离加步骤 9(e)基准零点到第三阶段末的净距离，即得到从基准零点到越障的总净距离。

⑴ 如果步骤 9(k)越障所需总距离小于或等于从基准零点到障碍物的距离，则该障碍物对起飞无影响，并且允许起飞全重仅受限于其它限制。否则，重复步骤 1,2,3 和步骤 9 的整个起飞航迹分析，以便选一个较小重量，并对这些结果进行插值计算，以得到最后阶段障碍物限制的起飞全重。

注：$GW2=GW1\times(D_{OB}\div D1)^{0..3}$

在选择第二个全重作分析时可将其作为一个近似估计值。

GW2=第二个全重
GW1=第一全重
D_{OB}=从基准零点到障碍物的距离
D1=步骤 9(k)使用 GW1 的越障距离

带 坡 度 跑 道 对 越 障 的 影 响

障碍物高度通常指的是可用起飞距离末端的标高。在有坡度的跑道上，当整个起飞距离因越障处于临界情况而没有使用时，在下坡跑道上，起飞航迹开始于较高的一点，而上坡跑道则开始于较低的一点。为了获得一个增加的梯度而必须调节全重时，实际的障碍物距离则因起飞距离的节省而发生变化。用障碍物距离的变化乘以跑道梯度，再加上障碍物高度（因下坡跑道而降低了障碍物高度）也可以改变障碍物高度。例如：如在一个梯度为 1%的上坡跑道上，障碍物距离调节了 1,000 英尺，在障碍物高度上增加 10 英尺，并在调节的高度和距离范围内根据初始高度—距离对应关系作一条线。参阅例题附录中该程序的数字例题。

越 障

在越障图表上作障碍物距离曲线

为了获得一个较高的越障梯度而减小起飞全重时，所需起飞距离也相应减少。在越障表上可以作一条关于梯度和距离的关系曲线（障碍物距离曲线），以解决需要减小全重时的障碍物问题。以下程序介绍了作这样一条障碍物距离曲线所需的步骤。该程序的数字举例见附录例题。

从一张越障图表的任意一点开始，利用障碍物距离曲线图表可以作一条障碍物距离曲线。对于 400 英尺全梯度的一个给定变化，距基准零点水平的距离改变量恰好等于参考距离的改变量。例如：如果距基准零点的水平距离为 15,000 英尺处起始梯度是 3%，并且相应于 3%和 4%的全梯度，该障碍物距离曲线图表显示的参考距离分别是 1,050 英尺和 1,775 英尺。那么该图表上障碍物距离曲线的第一点坐标是 3%的梯度和距基准零点 15,000 英尺的距离，第二点的坐标是 4%的梯度和 15,000+(1,775—1,050)=15,725 英尺的距离。依次将所需要的许多点计算出并连接起来就构成一条障碍物距离曲线。在作这些曲线时可忽略风对梯度的影响。

*在这段描述中用到的数字仅用作说明目的，并非是从实际图表中得出的数据。

速度增加时的越障

当有足够的跑道长度可用时，可使用改进爬升技术以增加起飞速度和改善可用爬升梯度。4.10 节的起飞爬升（改进爬升性能）图表显示了在第二阶段梯度下速度增加所带来的影响。

使用改进爬升技术时，用于确定最大障碍物限制起飞重量的程序是越障分析程序的一个改版。对于一系列从 0 到最大允许值的起飞速度增加的情况，应当遵循该越障分析程序。从这些步骤中得到的最大重量就是最大允许障碍物限制起飞全重。

4.10 改进爬升性能

目 录

页面

黑体字为图表。
宋体字为文字。

改进爬升性能

概 述

在一台发动机不工作的情况下，当可用爬升梯度等于起飞飞行航道各阶段规则所要求的任何最小梯度时，就会导致爬升性能限制起飞重量。

为了获得符合 FAR 规定的最短起飞距离，通常要减小起飞速度，得到的最小 V_2速度降到低于起飞构型状态下最佳爬升梯度的速度。当可能超过起飞距离时，可通过提高 V_2速度增加爬升限制的起飞重量，为了保持性能关系的一致性 V_1和 V_R也必须增加。这种技巧在本手册中称为“改进爬升性能”，并且当以下条件存在时可以使用：

1．起飞重量受起飞爬升（第二阶段）限制，或障碍限制；

2．对于爬升或障碍限制的重量其可用起飞距离大于所需的距离；

3．防冰系统工作并且接通。

图 表 说 明

改进爬升性能

起飞重量限制

此类图表显示了增加起飞速度后对场地长度、爬升和当使用改进爬升性能时对机轮速度重量限制的影响。不同的起飞襟翼作为不同的高度-温度范围的函数有各自的图表。在“改进爬升性能下起飞重量分析”中描述了这些图表的使用。

起飞速度

此类图表所调整的基本起飞速度是从对应于使用改进爬升性能的起飞速度图表（4.7 节）中得到的。V_1,V_R和 V_2表是通用的，并且可用于 $V_{1(MCG)}$限制的起飞分析（4.8 节），也可用于改进爬升性能。在“改进爬升性能下起飞重量分析”中描述了这些图表的使用。

起飞爬升（改进爬升性能）

此类图表显示了增加起飞速度在 400 英尺全梯度上的影响。在“越障分析程序”（4.9 节）中描述了这些图表的使用。

改进爬升性能

改 进 爬 升 性 能 程 序 下 的 起 飞 重 量 分 析

下述步骤描述了使用改进爬升性能时计算最大容许起飞重量的程序。4.9 节提供了用速度增加改善越障的程序。该程序的数字举例见例题附录。

1. 最大起飞重量和速度增加

   a. 根据从 4.4 节和 4.5 节（基于 0 速度增加）得到的场地长度和起飞爬升限制的全重，利用相应的改进爬升性能（起飞重量限制）图表中场长/爬升限制部分，按引导线直到他们相交或直到在爬升限制引导线上达到最大的速度增加，并读出全重和速度增加。

   b. 根据轮胎-速度（4.6 节）和起飞爬升限制的全重，重复使用表中轮胎/爬升限制部分。

   c. 允许的起飞重量和速度增加是 1(a)和 1(b)中确定的较小值。

改进爬升性能

改进爬升性能程序下的起飞重量分析 （续）

2. 起飞速度

a. 根据在 1(c)中确定的全重和速度增加，确定对应于零速度增加的相关场长限制的全重。根据在 1(c)中得出的全重和速度增加，利用相应的改进爬升性能（起飞重量限制）图表中场长/爬升限制部分获得上述全重。用这个全重进入 4.7 节的 V_1 决断程序，确定 $(V_1/V_R)_{MIN}$ 和$(V_1/V_R)_{MAX}$。确定对应于 1(c)中求得全重的 V_R 和 V_2。基于$(V_1/V_R)_{MIN}$，$(V_1/V_R)_{MAX}$ 和先前确定的 V_R 来确定 V_{1MIN} 和 V_{1MAX}。

b. 根据步骤 2(a)中确定的 V_R、V_2 和 V_1，利用相应的改进爬升性能（起飞速度）图表，沿引导线到步骤 1(c)确定的速度增加，并读出改进爬升性能 V_R、V_2 和 V_1 值。核对刹车能量限制（4.7 节），如果 V_1 大于 V_{MBE}，全重和速度增加必须减少，直到 $V_1=V_{MBE}$。其结果就是对用于使用改进爬升性能允许起飞全重的计划起飞速度。

改进爬升性能程序下的修正所需跑道长度

以下步骤用于使用改进爬升性能时获得修正的所需跑道长度的程序。

1. 零速度增加的起飞全重

根据起飞全重和起飞速度增加，利用相应的改进爬升性能图表中场长/爬升限制部分，沿场长限制引导线到零速度增加，并读出相等的（同等所需跑道长度）零速度增加下的起飞全重。

改进爬升性能程序下的修正的所需跑道长度 (续)

2. 根据相等的零速度增加起飞重量（步骤 1）和机场温度/高度，利用 4.4 节中相应的场地长度限制图表。读出修正的所需跑道长度。

4.11 航路爬升

目 录

页数

黑体字是图表。
宋体字是文字。

航路爬升

总 则

航路爬升性能资料表示为两种形式：航路爬升重量（对于正净梯度）图表用于建立航路要求并使其符合 FAR 121 部在水平飞行方面的规定。航路爬升梯度表用于发动机失效后需要分析下降轨迹时，由于飞行计划中要用到航路爬升梯度，所以图表中温度就被表示为高于或低于标准大气温度的摄氏度数。

对于一台发动机失效的航路爬升的性能图表是基于：在 17,000 英尺以上高度，一个空调组件高流量；17,000 英尺以下，空调组件关和防冰关。由于座舱增压的需要，在高于 17,000 英尺时，一个空调组件必须被放在高流量位。图表上显示的调正用于 17,000 英尺以下一个空调组件高流量以及其他的供气构形。航路图中所显示的防冰修正是基于总温在+10°C及以下。

显示在航路爬升速度（1 台发动机失效）图表中的速度计划，用于按 FAR 25.123 条进行性能图表计算。

4.12 进近和着陆爬升

目 录

黑体字为图表。
宋体字为文字。

进近和着陆爬升

总 则

以下几页图表，提供了受爬升性能限制的进近和着陆爬升梯度及最大着陆重量。

在进近和着陆爬升图表中所示的速度计划，用于按 FAR 25.121（d）及 25.119 进行梯度计算。

图表上结冰修正的计算考虑了在没有防冰保护的情况下，保持在飞机表面上的冰对飞机性能产生的最大可能的影响，该修正可用于任何飞行阶段中的结冰条件下运行，除非预报的目的机场温度足够高（大于 8°C或 46°F），并且确信在进近着陆前冰会溶化掉。

关闭空调组件可以增加爬升限制的着陆重量。该信息也包括当采用关闭空调组件起飞的方式增加允许起飞重量时，符合 FAR 25.1001(C)和 25.1533（a）（2）的规定。该信息也可以被用于计划较高的允许着陆重量，同时进近和着陆程序也要修改，以确信飞机在到达能实施复飞程序的那一点之前组件关闭，见正常程序。

本节的图表被标为机场气压高度和机场外界环境温度，并在跑道表面进行计算。通过将表上的数值处理为飞机气压高度和温度，可以在跑道表面以上使用进近爬升和着陆爬升图表上的梯度数据。

4.13 着陆场地长度和速度

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

着陆场地长度和速度

总 则

以下图表提供了着陆速度、所需着陆场地长度、当防滞不工作时着陆场地长度的修正、在热熔塞完好的情况下最大着陆重量的刹车能量和采用自动刹车的停止距离。所需着陆场地长度性能是建立在人工刹车基础上。同一类件号的刹车组件产生同等的刹车性能，并且标为某类型刹车的最大快速返回重量图表，可用于那种类型的全部刹车。不允许各类刹车相互混用。

自 动 着 陆

在着陆场地长度和速度图表（襟翼 30 和 40）中的自动着陆修正注释，是执行 AC 120－28C“使用防滞和反推”适航指令的指导性材料。该注释为三类运行（仅在襟翼 30 和 40）提供了着陆场地长度的修正，并被用在与第 4 页至 7 页的非自动着陆的着陆场地长度图表的连接，同时相应于风、刹车形态和给出的跑道条件进行了调整。

自 动 刹 车

所提供的使用自动刹车停止距离图表是指导性材料，仅在相对于可用场地长度进行最为理想的自动刹车设置选择时使用，不能用于确定所需着陆场地长度。

设计的自动刹车系统用于改善着陆滑跑中刹车的平稳性和连续性，并通过调整刹车压力来达到所选的减速率。系统使用是可以选择的，但这并不能减轻飞行员确保飞机在可用跑道长度内安全停止的责任。

自动刹车系统是在接地瞬间主轮转动时开始工作，所以，延长放下前起落架的时间将不会延误刹车的使用。最大设置提供最高刹车水平所必需的刹车压力，只有当跑道情况糟得无法获得刹车效率时，最大设置才会提供完全防滞刹车压力。因此最大设置中的自动刹车可能不如最大人工刹车能获得最小停止距离。反推的使用被认为在自动刹车停止距离上没有相反的影响。

自 动 刹 车 （续）

自动刹车停止距离图表显示了当使用该系统时能够予期到的从 1 到最大设置从接地到全停的实际（非换算的）距离。所示停止距离建立在已验证过的使用自动刹车的减速数值基础上，并且对应于全着陆襟翼设置、使用或不使用反推。图表还提供了对顺风和非标准温度下的距离修正。

推荐的停止距离图表使用如下：

1）确定从接地到停止的可用或所需的距离。

2）根据进近情况、襟翼设置及操作程序预计进近速度。

3）根据第 2 步得到的进近速度，利用自动刹车停止距离图表，对机场高度进行修正，从而确定停止距离和自动刹车设置。

依据特定跑道上的摩擦特性或打滑特性，可以得到湿滑跑道上的停止距离。对于不同的打滑特性，提供了不同的停止距离范围，这个范围基于使用中所预期的不同湿跑道的摩擦特性。对于给定设置所获得的湿跑道停止距离，将是下述较长者：(1) 用设置的固定减速所产生的距离或 (2) 根据图表阴影部分所示的适用跑道摩擦特性所产生的距离。假如刹车特性允许更高的减速率，越大的设置（MAX 大于 3，3 大于 2）将在湿跑道上产生越短的停止距离。当减速效应受跑道摩擦特性限制时，使用反推会减少湿跑道的停止距离。特别湿和特别滑的状况都会导致比表中指示的停止距离还要长的距离。

注意：当使用自动着陆和自动刹车运行时，接地点应被假设在跑道入口 2，500 英尺远处，再根据剩余的可用停止距离及进近速度，利用图表确定最小刹车设置。

附 录 1

减推力起飞下的操作

目 录

黑体字为图表。

宋体字为文字。

介 绍

本附录介绍了当双发动机在起飞推力小于全功率的情况下工作时，确定起飞性能的方法。本方法包含了在假设温度高于实际外界温度时，利用性能数据来确定重量限制、速度和起飞飞行轨迹，以及对应于所选择的假设温度设定相应的起飞 N1%减小值。

本附录的使用可自由选择，目的是为了降低使用最大推力对发动机造成的损耗。使用减推力将导致飞机在各种重量限制附近运行，这些重量限制包括场道长度、起飞爬升或静飞行轨迹所带来的最小限制。在相同的外界条件和飞机构形情况下使用全功率起飞时将不受此影响。

第一章　批准的限制

本章包含的内容是法律要求遵守的限制

本飞机飞行手册正文第一章的限制、第二章和第三章的程序、第四章的性能或相应的附录都是可用的，除非当中已作修改。

一 般 限 制

本附录包括附加的限制、程序和计划减推力起飞性能。

允许的推力减少如下：
1. 在减推力时飞机性能满足所有适用的性能要求，并且；
2. 起飞推力的减少量不超过在本附录最大减推力$\%N_1\sqrt{\theta 1}$分表中所示的全推力起飞功率的25%。

减推力起飞的程序

作为使用减推力起飞程序的一个条件，飞行员必须定期检查系统，以确保发动机能够进行全功率起飞。

当下列任一种情况存在时，不能使用减推力起飞程序：
1. 起飞跑道被水、冰、泥浆或雪覆盖；
2. 防滞系统关断或不工作；
3. PMC 关闭或不工作。

使 用 限 制

起飞和着陆的工作温度限制根据下列内容进行修正：

在本附录一般限制中规定的减推力限制范围内，与特殊环境温度有关的起飞性能数据对于任何较低温度都是有效的或保守的。

批准的限制

发 动 机 限 制

除下列情况外限制没有改变：

发动机推力

除下列情况外限制没有改变：

在选定的假设温度确定设置起飞推力使用的 N1%值。

第二章　紧急程序

紧急程序没有变化。

第三章　操纵程序

操纵程序没有变化。

第四章　性 能

减 推 力 性 能 限 制

按照本附录第一页的限制，仅允许在飞机符合所有计划起飞重量和减推力设置的相应性能要求时，使用减推力操作，并且推力减少的量不超过全功率起飞推力的 25%。全功率起飞推力是发动机在飞机上的实际装机功率，或任何备用功率，其性能数据包含在飞行手册中。在假设机场温度高于实际环境温度时，通过判读性能图表确定性能限制。较高的假设温度将获得较大的推力减少量。因此，对实际条件件的分析通常包含最大假设温度的确定.以下程序可用于确定减推力性能限制:

假设温度的确定

1. 为了确定最大允许假设温度，根据修正的跑道长度、机场压力高度和所需起飞重量，利用场地长度限制和爬升限制图表读得机场环境温度的结果。
2. 根据步骤 1 的场地长度限制或起飞爬升限制确定的较低的假设温度，是减推力起飞可以依据的最大假设温度（第七步会给出修正的最大假设温度）。
3. 选择所需假设温度，不要超过步骤 2 得出的最大假设温度。
4. 利用标准日温图表和步骤 3 得到的假设温度，确定标准日温上的假设环境温度增量。
5. 根据步骤 4 得到的环境温度增量和机场压力高度，利用本附录的全功率起飞图表读出修正的低压转子转速%N1/$\sqrt{\theta 1}$ 。
6. 利用标准日温图表和实际的环境温度，确定标准日温上的实际环境温度增量。

性 能

假 设 温 度 的 确 定 (续)

7.根据步骤 6 的实际温度增量和机场的压力高度,利用全功率起飞图表读出实际外界温度 OAT 修正的低压转子转速 $\%N1/\sqrt{\theta 1}$ 。

8.根据步骤 7 的实际 OAT 的$\%N1/\sqrt{\theta 1}$,利用最大减推力图表,读出最大减推力的$\%N1/\sqrt{\theta 1}$ 。

9.取步骤 5 和步骤 8 中较高的$\%N1/\sqrt{\theta 1}$ 值。

10.根据适当的引气总量，调正$\%N1/\sqrt{\theta 1}$ 。

11.根据步骤 10 调正的$\%N1/\sqrt{\theta 1}$ 和实际 OAT，利用线解（Nomogram）图表读出 N1 的仪表值。

12.使用选择的假设温度，完成起飞重量的分析。如果基于其他性能的考虑如：越障、轮速等等的限制，则必须选择一个较低的假设温度。根据选用的假设温度确定的 V_1和 V_R不能小于实际环境温度的 $V_{1\ (MCG)}$。

附录 3　例　题

目 录

黑体字为图表。

宋体字为文字。

目 录

页数

黑体字为图表。
宋体字为文字。

介 绍

概述

本附录将说明飞行手册中图表的使用，意在给使用者举例以便使其熟悉飞机飞行手册和理解手册正文中提供的图表判读程序。本附录所包含的图表仅以举例说明为目的，不应将其作为手册正文中相似图表的替代用图。出现在本附录中的图表在某些情况下与手册正文中的格式稍有不同，当用户使用手册正文的图表时应加以注意。

图表中的示例箭头将用于辩别例题号与步骤号，并且将尽可能多的举例而不会在图表上引起混淆。

所推荐的例题依次按数字排序，因为没有必要在后来的问题中重复前面问题中演示过的程序，后面那些未完成的问题，由使用者自己完成。

例体中的步骤号并不一一对应于任何限定的程序，然而，这些步骤的次序却严密地遵守手册正文中给定的程序。

当使用一个步骤号时，如果没有其他说明，则该步骤号将与正在使用的例题有关。

介 绍 （续）

问题解答程序

本附录中的举例用于说明飞行手册正文中给定的程序。下表说明对于同一个问题能找出几个不同的程序。

程 序	手册章节	例题
起飞重量确定程序	4.1	全部
修正跑道长度的确定	4.3	1,7,8,
起飞决断速度 V_1 的确定	4.7	1,2,3,7,8
刹车能量限制	4.7	8
受 V_1（V_{MCG}）限制的起飞	4.8	7
越障分析程序	4.9	3,4,5,6
跑道坡度对越障的影响	4.9	3
在越障图表上障碍距离交易线的构成	4.9	3
速度增加的越障	4.9	6
改进爬升性能程序起飞重量的分析	4.10	2
改进爬升性能程序所需的修正跑道长度	4.10	6

在 4.11、4.12 和 4.13 节的性能资料通常毋须解释（不解自明），因此，这些章节的例题没有给出。

一般起飞分析

例 题 1

目的

本例题对一般图表的使用和所有起飞分析所需的分析程序进行了说明，并且将确定最大允许起飞全重和相应的起飞速度。

已知

机场条件

机场标高（压力高度）=5,000 英尺
实际可用跑道长度=8,600 英尺
跑道坡度=1%（上坡）
净空道=无
停止道=50 英尺
障碍物=无

大气条件

机场 OAT=20℃　　(ISA-25.1℃)
在 10 米高度上报告的风(32.8ft)=20 海里/小时（顶风）

飞机外形

襟翼　1
空调　自动
防冰　关
全部刹车和防滞工作

最大结构起飞重量限制

62,000kgs

分析

最大允许起飞全重是下列最受限制的（最小）重量：

1)最大结构起飞重量限制（1.0 章）；
2)场地长度限制的最大起飞重量(4.4 节)；
3)爬升限制的起飞全重（4.5 节）；
4)轮速限制的起飞全重（4.6 节）；
5)越障限制的起飞全重（4.9 节）。

一般起飞分析

例 题 1（续）

最大结构起飞重量限制在第 1 章，在本例题中为 62,000kgs。

修正的可用跑道长度取决于机场和大气条件以及飞机的外部形态，修正的可用跑道长度用于确定场地长度限制的起飞全重。

爬升和轮速限制的起飞全重，取决于机场和大气条件以及飞机的外部形态。

本题没有给出障碍物，因此起飞全重没有越障的限制。

1. 修正的可用跑道长度的确定。（4.3 节）

    (a)根据实际可用跑道长度 8,600 英尺和给定的净空道条件、跑道坡度、风和防冰，利用双发动机工作的跑道长度图表(60 页)，读出双发动机工作修正的可用跑道长度=8,910 英尺。

    (b)根据实际可用跑道长度(8,600ft)和给定的净空道条件、跑道坡度、风以及防冰，利用发动机不工作修正的起飞距离图表(61 页)，读出发动机不工作修正的起飞距离=8,590 英尺。

    (c)实际可用跑道长度(8,600 英尺)加上停止道(50 英尺)得到可用的实际加速-停止距离(8,650 英尺)。

    (d)根据实际可用加速-停止距离(8,650 英尺)和给定的跑道坡度条件、风、防冰和刹车，利用修正的加速停止距离图表(62 页)，读出修正的加速-停止可用距离=9140 英尺。

一般起飞分析

例 题 1（续）

(e)根据发动机不工作修正的起飞距离(8590 英尺，步骤 1（b）)和修正的可用加速一停止距离(9140 英尺，步骤 1（d)），利用跑道长度和 V_1 调正图表(63 页)，读出修正的跑道可用长度为 8840 英尺。

(f)双发工作修正跑道可用长度（8910 英尺，步骤 1（a)）和修正跑道可用长度(发动机不工作)(8840 英尺，步骤 1（e）)中的较小值，即为修正跑道可用长度（8840 英尺)。修正跑道可用长度用于确定场地长度限制的起飞全重。

2. 场地长度限制的起飞全重的确定。(4.4 节）

根据机场温度/标高以及修正跑道有效长度（8840 英尺，步骤 1（f)），利用场地长度限制图表（65 页)，读出场地长度限制的起飞全重=59,250kgs。

3. 爬升限制起飞全重。(4.5 节)

根据机场温度/标高，利用起飞爬升限制图表(66 页)，读出爬升限制起飞全重=58,220kgs。

4. 轮速限制起飞全重的确定。(4.6 节）
根据机场温度/标高和风，利用轮速限制图表（67 页)，读出轮速限制的起飞全重≥ 78,000kgs。

5. 最大允许起飞全重的确定。

从第 2,3,4 步得到的起飞全重限制和最大结构限制的起飞全重中取最小者,即为最大允许起飞全重（58,220kgs)。

一般起飞分析

例 题 1（续）

6．起飞速度的确定。（4.7 节）

注：使用手册正文 4.7 节中起飞决断速度 V_1决定程序，计算起飞速度，该程序中的某些步骤前面已完成。

(a) 发动机不工作修正的可用起飞距离（8590 英尺，步骤 1（b））。

(b) 根据机场温度/标高以及从第 5 步得到的允许的起飞全重，利用场地长度限制图表，读出所需修正的跑道长度 8500 英尺。

(c) 修正的加速-停止可用距离（9140 英尺，步骤 1（a））。

(d) 进入跑道长度和 V_1调正图表（63 页）：

1) 根据发动机不工作修正的有效起飞距离（8590 英尺，步骤 6（a））和修正的所需跑道长度（8500 英尺，步骤 6（b）），读出 V_1/V_{RMIN}=0.972。

2) 根据修正的可用加速-停止距离（9140 英尺，步骤 6（c））和修正的所需跑道长度（8500ft，步骤 6（b）），读出 V_1/V_{RMAX}=1.0。

注：V_1不可大于 V_R（$V_1/V_R \leq 1.0$）。如果有必要使用小于修正的可用加速-停止距离。

(e) 根据机场温度/标高、允许起飞全重(58,220kgs 步骤 5)、V_1/V_{RMIN}（0.972,步骤 6（d）(1)）和 V_1/V_{RMAX}（1.0，步骤 6（d）(2)），读出所有的起飞速度，并将其化整到最接近的海里/小时数值 V_R=152 海里/小时，V_2=157 海里/小时，V_1=147 海里/小时 0V_1最大=152 海里/小时。

通常起飞分析

例 题 1（续）

7.最大刹车能量速度确定。(4.7 节)

根据机场温度/标高、最大允许起飞全重(58,220kgs，步骤 5)和给定的跑道坡度、风，读出最大刹车能量速度 V_{MBE}=193.5 海里/小时。V_{MBE}不限制整个 V_1的范围，因为(步骤 6（e）)得出的 V_1低于 193.5 海里/小时。

8.最小 V_1地面操纵速度的限制。(第 4.7 节)

根据机场温度/标高和允许的起飞最大全重（58,220kgs，步骤 5)，利用最小 V_1地面操纵速度图表（71 页)，读出最小地面操纵速度 $V_{1(MBE)}$=112.6 海里/小时。$V_{1(MBE)}$=112.6 海里/小时不受限制，因为从步骤 6（e）中得出的 V_1都比 112.6 海里/小时大。

9.决断速度 V_1的选取。

在步骤 6（e）中确定的两个 V_1速度限制之间（147 海里/小时到 150 海里/小时）选取一个单一的值。见手册正文 4.7 节中 V_1的选择。

结果：

最大允许起飞全重（步骤 5)：58,220kgs。
起飞速度（步骤 6（e))：V_1=147——152 海里/小时。
V_R=152 海里/小时。
V_2=157 海里/小时。

改进爬升性能的起飞分析

例 题 2

目的

本例题将说明如何使用改进爬升性能技术。该技术已被纳入例题 1 的程序中，本例题同时将决定最大允许起飞全重和与之相适应的起飞速度。

已知

已知条件和形态与例题 1 相同。

分析

使用改进爬升性能的最大允许起飞全重，受以下限制中最严重的（最小的）限制：（在本手册正文中可找到相应的章节）

1. 最大结构起飞重量限制（1.0 章）。
2. 改进爬升性能的场地长度限制起飞全重（4.4 和 4.10 节）。
3. 改进爬升性能的爬升限制起飞全重（4.5 和 4.10 节）。
4. 改进爬升性能的轮速限制起飞全重（4.6 和 4.10 节）。
5. 改进爬升性能的越障限制起飞全重（4.9 节）。

最大结构起飞重量限制在第一章中，本例题给定为 62,000kgs。

修正的跑道可用长度取决于机场、大气条件和飞机形态。修正的跑道可用长度用于确定不使用改进爬升性能场地长度限制的起飞全重，该数据将被用于确定使用改进爬升性能最大允许起飞全重。

不使用改进爬升性能的爬升和轮速限制起飞全重取决于机场、大气条件和飞机形态，该数据也将被用于确定使用改进爬升性能的最大允许起飞全重。

本例题中没有给出障碍物，所以这里的起飞全重没有越障限制。

改进爬升性能的起飞分析

例 题 2 (续)

1.修正的可用跑道长度的确定（4.3 节)。
修正的可用跑道长度是 8840 英尺（例 1 中步骤 1（a）-1（f))。

2.场地长度限制的起飞全重的确定，不使用改进爬升性能（4.4 节)。
不使用改进爬升性能场地长度限制的起飞全重是 59,250kgs。(例 1 步骤 2)。

3.爬升限制的起飞全重的确定，不使用改进爬升性能（4.5 节)。
不使用改进爬升性能，爬升限制的起飞全重是 58,220kgs（例 1 步骤 3)。

4.轮速限制的起飞全重的确定（4.6 节）
不使用改进爬升性能，轮速限制的起飞全重是≥78,000kg (例 1 步骤 4)。

5.最大允许起飞全重的确定，不使用改进爬升性能。
不使用改进爬升性能最大允起飞全重是 58,220kg（例 1 步骤 5)。

注：在 4.10 节中限定的三个条件都必须表明使用改进爬升性能技术能达到满意的程度，即：

1.起飞重量受起飞爬升限制，不使用改进爬升性能的最大允许起飞全重（58,220kgs 步骤 5）是起飞爬升限制的（步骤 3)。

2.可用起飞距离大于爬升限制重量所需的起飞距离。(无场地长度限制,并且不使用改进爬升性能)。

3.防滞系统接通工作。

改进爬升性能的起飞分析

例 题 2（续）

6.最大允许起飞全重的确定，使用改进爬升性能（4.10 节）

a.根据场地长度限制的起飞全重（59,250kgs，步骤 2）和爬升限制的起飞全重（58,220kgs，步骤 3），利用改进爬升性能（起飞全重限制）图表（72 页），沿引导线到交叉点并读出场地长度/爬升限制的起飞全重（58,750kgs）和所需的速度增加（1.4 单位）。

b.根据轮速限制的起飞全重（78,000kgs，步骤 4）和爬升限制的起飞全重（58,220kgs，步骤 3），利用改进爬升性能（起飞全重限制）图表（72 页），沿引导线到交叉点或达到最大速度增加，取最先到达的数值点，并读出轮胎/爬升限制的起飞全重（61,000kgs）和所需的速度增加（20 单位）。

c.最大允许的起飞全重（58,750kgs）和相应的所需速度增加（1.4 个单位）为步骤 6（a）、6（b）以及最大结构起飞重量限制中的最小值。

7.改进爬升性能下的起飞速度确定。（4.7 和 4.10 节）

a.用步骤 6(c)中确定的全重和速度增加量确定与零速度增加相对应的场地长度限制的全重。可根据场地长度/爬升限制的起飞全重（58,750kgs）和所需的速度增加（1.4 单位），利用改进爬升性能（起飞全重限制）图表（72 页），沿场地长度引导线到零速度增加点读出全重=59,250kgs。

注：用步骤 7（a）确定的全重进入 4.7 节 V_1 决断程序。

b.发动机不工作修正的可用起飞距离=8,590 英尺。（例 1，步骤 1（b））

c.修正的所需跑道长度=8,840 英尺。（例 1，与步骤 2 相反）

d.修正的可用加速停止距离=9,140 英尺。（例 1，步骤 1（d））

改进爬升性能的起飞分析

例 题 2（续）

e.进入跑道长度和 V_1 调正图表（63 页）：

(1)根据发动机不工作修正可用起飞距离（8,590 英尺，步骤 7（b））和修正的跑道所需长度（8,840 英尺，第 7 步 c），读出 V_1/V_{RMIN}=0.992。

(2)根据修正的可用加速-停止距离（9，140 英尺，步骤 7（d））和修正的所需跑道长度（8，840 英尺，步骤 7（c）），读出 V_1/V_{RMAX}=0.992。

f.根据机场温度/标高、允许起飞全重（58,750kgs，步骤 6（a））、V_1/V_{RMIN}（0.992，步骤 7（e））以及 V_1/V_{RMAX}（0.992，步骤 7（e）（2）），利用起飞速度图表（68 页），读出起飞速度 V_R=152.7 海里/小时，V_2=157.8 海里/小时，V_{1MIN}=151.5 海里/小时以及 V_{1MAX}=151.5 海里/小时。

g.根据步骤 7（f）中得到的 V_R、V_2 和 V_1 速度，利用改进爬升性能（起飞速度）图表（73 页），沿引导线找到在步骤 6（c）中确定的速度增量（1.4 单位），并确定改进爬升性能的起飞速度，将其化整为海里/小时是：

V_R=155 海里/小时，V_2=160 海里/小时，V_{1MIN}=153 海里/小时，V_{1MAX}=153 海里/小时。

注：在这种情况下，允许起飞决断速度 V_1 受限于一个唯一值（V_1=153 海里/小时）。

8.最大刹车能量速度的确定。（4.7 节）

根据机场温度/标高、允许起飞全重（58,750kgs，步骤 6（a））以及已知的跑道坡度和风，利用刹车能量限制图表（69 页），读出最大刹车能量速度 V_{MBE}=192.0 海里/小时。因为步骤 7（g）得出的 V_1 数值范围低于 192.0 海里/小时，所以 V_{MBE} 是不受限制的。

改进爬升性能的起飞分析

例 题 2 （续）

9.最小 V_1 地面操纵速度的确定。（4.7 节）

根据机场温度/标高和允许的起飞全重（58,750kgs，步骤 6（c）），利用最小地面操纵速度 V_1 图表，读出最小地面操纵速度 $V_{1(MCG)}$ =112.5 海里/小时。因为步骤 7（g）得出的 V_1 数值范围大于 112.5 海里/小时，所以 V_{1MCG} 不受限制。

结果：

最大允许起飞全重（步骤 6（c））：58,750kgs。

起飞速度（步骤 7（g））：

V_1=153 海里/小时。

V_R=155 海里/小时。

V_2=160 海里/小时。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3

目的

本例题将说明怎样使用越障图表。本例题不使用速度增加程序，将示范如何使用手册正文 4.9 节定义的越障分析程序，同时将对一次超越给定障碍物的起飞，确定其最大允许起飞全重及相应的起飞速度。

已知

除增加下列障碍物外与例题 1 相同：

障碍物 1：从实际可用跑道长度末端算起，在 3400 英尺处，高 100 英尺。

障碍物 2：从实际可用跑道长度末端算起，在 25000 英尺处，高 550 英尺。

分析

除去障碍物以外其他分析与例题 1 相同。本例题将按越障分析程序（4.9 节）确定起飞是否受障碍物限制，如果受到限制，将确定障碍物限制的起飞全重。

注：例题 1 的步骤 1 至步骤 5 是考虑障碍物之前的初始程序，随后将确定限制起飞全重。

手册正文 4.9 节的越障分析程序也将从这一点开始。

障碍物 1

1. 确定基准零点

基准零点是起飞航道分析的起点和确定所考虑障碍物的基准点。基准零点是在跑道或净空道平面上，处在所需起飞距离末端并且能按下述方法来确定的：

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

(a)因为飞机不受场地长度限制，根据机场温度/标高和由爬升限制(58,220kgs,例 1 步骤 3)，轮速限制(78,000kgs,例 1 步骤 4)、结构限制(62,000kgs)、运行要求（未给出）或其它越障要求(没有确定)所得到的最小全重，利用场地长度限制图表，读出修正的所需跑道长度(8500 英尺)。

(b)根据修正的所需跑道长度（8500 英尺，步骤 1（a））和修正的可用加速一停止距离（9140 英尺，例 1 步骤 1（a）），利用跑道长度和 V_1 调整图表（63 页），遵守 $V_1/V_R \leq 1.0$ 的限制，读出发动机不工作修正的起飞所需距离（8130 英尺）。

(c)根据修正的所需起飞距离（8130 英尺，步骤 1（b））和已知的跑道坡度、风和防冰状态，利用发动机不工作修正的起飞距离图表（61 页），反向查表，读出实际的发动机不工作所需起飞距离（8090 英尺）。

(d)根据修正的所需跑道长度（8,500 英尺，步骤 1（a））和已知的跑道坡度、风和防冰状态，利用双发动机工作修正的跑道长度图表（60 页），反向查表，读出实际的全发动工作所需起飞距离（8180 英尺）。

(e)实际所需起飞距离（8,180 英尺）是发动机不工作（8,090 英尺，步骤 1c）或双发动机工作（8,180 英尺，步骤 1（a））所需起飞距离的较大者。这就是基准零点相对于跑道头松刹车的位置。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

2.将障碍距离和高度调整至障碍物 1 的基准零点上

从实际可用跑道长度（8,600 英尺，已知）减去所需实际起飞距离（8,180 英尺，步骤 1（e）），加上从可用起飞跑道长度末端测得的障碍距离（3,400 英尺，已知）。对于有坡度的跑道，还必须相对于基准零点与可用跑道长度末端之间的高度差，对障碍高进行修正。由已知跑道坡度（0.01，已知）乘以所需实际起飞距离（8,180 英尺，步骤 1（e））与实际可用跑道长度（8,600 英尺，已知）之间的差，再将该结果加到从实际可用跑道长度末端（100 英尺，已知）测得的障碍高上。见本手册正文关于坡度跑道对越障的影响。

对于步骤 1(a)的全重 58,220kgs，障碍物 1 相对于基准零点的距离和高度如下：

从基准零点起的水平距离=（8，600-8，180）+3，400=3，820 英尺。

高出基准零点的高度=（8，600-8，180）×（0.01）+100=104.2 英尺

3.障碍物 1 的起飞爬升可用梯度

(a)根据机场温度/标高和步骤 1(a)用来确定基准零点的全重（58,220kgs），利用起飞爬升图表(75 页)，读出起飞爬升可用梯度（2.31%静风，400 英尺）。

(b)根据全可用梯度(2.31%，步骤 3（a））和风，利用梯度修正（起飞爬升）图表，读出修正的全可用梯度（2.49%）。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

越障

4.近距离障碍物

因为从基准零点算起，障碍物 1 少于 7000 英尺，所以采用近距离障碍物分析程序：

(a)根据基准零点到障碍物的距离（3,820 英尺，步骤 2）和修正的全有效梯度（2.49%，步骤 3（b)），利用近距离越障表（76 页），读出障碍物高于基准零点的有效高度（64 英尺）。

(b)障碍物高出基准零点的有效高度(64 英尺,步骤 4(a))≤障碍物高出基准零点高度(104.2 英尺,步骤 2)，障碍物没被超越。

因为障碍物 1 未被超越，必须减少起飞重量以便得到一个较大的梯度能力，同样所需起飞距离也减少了，由此而得到一个新的基准零点、障碍物的高度和距离。根据障碍物高度线（障高对基准零点距离）和在近距离越障表（76 页）上障碍距离交易线（梯度能力对距离）的交叉点，可以得到这个问题的答案。

5.跑道坡度对越障的影响（4.9 节）

从原始障碍物高度 100 英尺、距离 3400 英尺开始，以 1%的上坡建立一个障碍物高度线。这条高度线构成△高/△距离=0.01。因此，从高=100 英尺、距离=3400 英尺到高=130 英尺、距离=6400 英尺的一条直线（(130-100）÷(6400-3400)=0.01）就是所要求的线。

6.障碍物距离交易线的构成（4.9 节）

从第 4 步（a）限定的梯度和距离开始，构造一条障碍物距离交易线。在障碍物距离交易线表（78 页）上使用襟翼 1 线，构成下表。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

① 在 400 英尺上 全梯度 %	② 基准距离 英尺（78 页）	③ 从起始点 基准距离的改变 英尺（②-690）	④ 从基准零点起的 水平距离 英尺（③+3,820）
2.49*	690	0	3820*
2.8	1070	380	4200
3.0	1310	620	4440
3.2	1550	860	4680
3.4	1760	1070	4890

*障碍物距离交易线的起始点（步骤 4（a））。

由上表第一栏和第 4 栏的数据点（来自于近距离越障表（76 页））所构成的线，就是所需的越障交易线。这条线与从第 5 步的高度线的交叉点确定了在距基准零点 4730 英尺处，越过障碍 1 所需梯度是 3.25%。

因为从跑道头松刹车到障碍物 1 的距离总是 12,000 英尺（已知实际可用跑道长度 8,600 英尺，加上已知的实际可用跑道长度末端到障碍物 1 的距离 3,400 英尺），从跑道头松刹车到基准零点的距离是 7,270 英尺（12,000-4,730）。

7. 障碍物 1 对起飞重量的限制

(a)根据超越障碍所需的全梯度（3.25%步骤 6）和风，利用修正梯度（起飞爬升）表（82 页），读出为无风越障所需的全梯度（3.01%）。

(b)根据机场温度/标高和无风越障所需的全梯度（3.01% 步骤 7（a）），利用起飞爬升表（75 页），读出障碍限制的起飞总重量（55,400 公斤）。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

注：因为修正的可用全梯度（2.49%，步骤 3（b））小于越障所需的修正全梯度（3.25%，步骤 6），之间的差多于 0.5%。于第 1 步开始用障碍限制的全重（55,400kgs，步骤 7(b)）对起飞飞行航道再分析，可以得到一个明显的障碍限制全重增加量。由于这一重复没有附加的程序，所以本例题将不再演示此问题。此处越障分析程序将确定是否障碍 2 将进一步限制起飞全重。在对障碍 2 的分析中，将考虑障碍 1 对起飞全重的限制。

8. 障碍物 2 基准零点的确定

障碍物 2 的基准零点与障碍物 1 的分析结论相同,即从跑道头松刹车算起 7,270ft(步骤 6)。

9. 相对于障碍物 2 的基准零点调正障碍物距离和高度

从实际可用跑道长度（8,600ft，已知）减去实际所需起飞距离（7,270ft,步骤 8)，再加上从可用跑道长度末端（25,000ft，已知）测得的障碍物距离。障碍物高度也必须相对于基准零点和可用跑道长度末端之间的标高差进行修正。

从基准零点起在全重为 55,400 公斤（步骤 7（b)），障碍物 2 的距离和高度：

距基准零点的水平距离=（8600-7270）+2500=26,330ft。

高出基准零点的高度=（8600-7270）（0.01）+550=563.3ft。

10. 可用起飞爬升梯度

从第 6 步得到的修正可用全梯度（可以超越障碍物 1）是 3.25%。从第 7 步（a）得到的无风可用全梯度是 3.01%。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

越障

因为障碍物 2 到基准零点的距离大于 7,000 英尺，因此使用远距离障碍分析程序。

11. 第二阶段越障

(a)根据障碍物高出基准零点的高度（563.3 英尺，步骤 9）和修正的可用全梯度（3.25%，步骤 10），利用远距离障碍越障图表（77 页），读出距基准零点的水平距离（23,500 英尺）。

(b)读出越障所需总高度（785 英尺）。

(c)根据机场温度/标高和静风条件下的可用全梯度（3.01%,步骤 10），利用最大改平高度图表（79 页），读出最大改平高度（1,047 英尺）。

(d)最大改平高度（步骤 11（c））大于越障所需总高度（步骤 11（b））。因此，在第二阶段可以越过障碍物。

(e)根据相对基准零点的障碍物距离（2,630 英尺，步骤 9）和修正的可用全梯度（3.25%，步骤 10），利用远距离障碍物越障表（77 页），读出高于相应基准零点的障碍高 635 英尺。

(f)因为高出相应基准零点的障碍高度（635 英尺，步骤 11（e））高于修正的相应基准零点的障碍高度（563.3ft，步骤 9），这个障碍物是可以越过的，也就是障碍物 2 未构成限制，允许的起飞总重是 55,400 公斤（步骤 7（b））。

12. 起飞速度的确定（4.7 节）

注：下一步是确定起飞速度。当起飞受障碍物限制时，可使用手册正文 4.7 节的 V_1 确定程序，同时具有定义的发动机失效限制，修正的可用起飞距离等于障碍物限制的起飞总重所需的修正跑道长度。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

(a)根据机场温度/高度和允许的起飞全重（55,400 公斤，步骤 11（f）），利用跑道长度限制图表（65 页），读出修正的所需跑道长度（7,500 英尺）。越障飞行轨迹所限定的单发失效后修正的可用起飞距离也是 7,500 英尺。

(b)修正的可用加速一停止跑离是 9,140 英尺（步骤 1（b））。

(c)利用跑道长度和 V_1 调节图表（63 页）可得到：

(1)V_1/V_{RMIN}=0.978，对应于单发失效的修正可用起飞距离(7,500ft，步骤 12（a）)和修正所需跑道长度（7,500ft，步骤 12（a））。

(2)V_1/V_{RMAX}=1.0，对应于修正的可用加速-停止距离（9,140ft，步骤 12（b））和修正的所需跑道长度(7,500ft，步骤 12（a）)。V_1 不会超过 V_R（V_1/V_R≤1.0）。

(d)根据机场温度/高度、限制的全重 55,400kgs(步骤 11(f))、 V_1/V_{RMIN} 值和 V_1/V_{RMAX} 值(步骤 12(C))，利用起飞速度图表(68 页)，确定起飞速度并将其化整为:V_R=146kt，V_2=153kt，V_{1MIN}=143kt，V_{1MAX}=146kt。

13.最大刹车能量速度的决定(4.7 节)

根据机场温度/标高、允许的起飞全重（55,400 公斤，步骤 11(f)）以及给出的跑道坡度、地面风，利用刹车能量限制图表中（69 页），读得最大刹车能量速度 V_{MBE}=200.5kt，因为全部范围内的 V_1(步骤 12(d))都小于 200.5kt，所以 V_{MBE} 不影响起飞速度。

14.最小地面操纵 V_1 的确定（4.7 节）

根据机场温度/标高和允许起飞全重（55,400 公斤，步骤 11(f)），利用地面最小可操纵速度 V_1 图表（71 页），读得最小地面操纵 V_1，$V_{1(MCG)}$=112.8kt，因为全范围内的 V_1（步骤 12(d)）都大于 112.8 kt，所以 $V_{1(MCG)}$ 不影响起飞速度。

障碍限制的起飞重量分析

例 题 3（续）

15.决断速度 V_1 的选择

在第 12 步（d）确定的限制（143 到 146）之间选择一个值，参考手册正文 4.7 节中 V_1 的选择。

结论：

最大允许起飞全重（步骤 11（f））=55,400kg。

起飞速度（步骤 12(d)）V_1=143kt——146kt
V_R=146kt
$V_2$153kt

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4

目的：

本例题阐述越障图表的使用，增速程序将不被应用。此题将演示手册正文 4.9 节中定义的越障分析程序，尤其是远距离障碍物的分析程序，并将确定最大允许起飞全重。

已知：

机场条件：

机场标高（压力高度）=5,000 英尺。
跑道长度足够 56,000 公斤重的飞机起飞。
跑道坡度=0%。
障碍物：距基准零点 55,000 英尺处，障碍高 800 英尺。

大气条件：

机场 OAT=20℃(ISA+14.9℃)。
10 米(32.8 英尺)高处报告风=-5kt(顺风)。

飞机形态:

襟翼 1°
空调:AUTO
防冰:关
所有刹车及防滞系统工作

在考虑障碍物限制前,允许起飞全重为 56,000 公斤。

分析：

将确定越障是否会限制最大允许起飞全重，使得小于 56,000 公斤。给出起飞全重是解决此问题的第一步，解决这一问题将基于越障分析程序（4.9 节）。

1. 确定基准零点，相对于基准零点调正障碍物距离及高度

   本例题中定义的可用跑道长度等于所需跑道长度。因此，基准零点选在跑道端头，不需要对障碍物的距离或高度进行调正。

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4（续）

2.可用起飞爬升梯度

(a)根据机场温度/标高和用于确定基准零点（步骤 1）的起飞全重（56,000 公斤），利用起飞爬升图表（75 页），读出起飞可用爬升总梯度（2.85%，静风，400ft）。

(b)根据可用爬升全梯度（2.85%，步骤 2（a））和风，利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），读出修正的可用全梯度（2.72%）。

越障：

由于障碍物距基准零点大于 7,000 英尺，使用远距离障碍物分析程序。

3.在第二阶段中的越障

(a)根据障碍物高（800ft）和修正的可用全梯度(2.7%，步骤 2(b))，利用远距障碍物越障图表（77 页），读出距基准零点的水平距离（43,700ft）。因为不在延伸的第二段爬升末端之后，继续步骤 3(b)进行分析。

(b)根据障碍高 800 英尺和修正的可用全梯度（2.72%，步骤 2（b）)，利用远距障碍物越障图表（77 页），读出越障所需要总高(1182 英尺)。

(c)根据机场温度/标高和静风可用全梯度（2.85%，步骤 2（a）)，利用最大改平高度图表（79 页），读出最大改平高度（983ft）。

(d)因为最大改平高度（983ft,步骤 3（c））小于步骤 3（b）中得到的越障所需总高 1182 英尺，继续步骤 4 进行分析。

4.延长的第二阶段

FAR 要求在起飞飞行航道总高 400 英尺以上的所有点上，最小爬升全梯度能力为 1.2%。

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4（续）

当上述要求能满足最临界的速度和所处襟翼位置组合,并且以最大连续推力代替起飞推力,而后最大改平高度不再限制第二阶段爬升的高度时，必须终止。而第二阶段爬升可以延长直至到达起飞推力时间限制。

(a)按远距越障图表（77 页）上的注解，飞机襟翼 1，对于延长的第二阶段，最后阶段所需梯度能力为 2.88%。为了保证在襟翼收起期间，使用最大连续推力时，处于最临界构形能获得 1.2%的爬升全梯度，2.88%的梯度能力必须保证。

(b)根据机场温度/标高和用于确定基准零点的起飞全重（56,000 公斤，步骤 1），利用最后起飞爬升图表（81 页），读出最后阶段可用全梯度（1.46%）。

(c)最后阶段可用爬升全梯度（1.46%，步骤 4（b））小于最后阶段所需全梯度 2.88%（步骤（a））。因此，不允许延长第二阶段爬升，并且必须减少起飞全重。为了得到最小的重量减少，应对下述可能性进行检查：

(1) 确定能够满足延长的第二阶段所需的最小最后爬升梯度要求的起飞全重。参见延长的第二阶段最大起飞全重（步骤 5）。

(2) 确定在第二阶段结束（最大改平高度）时达到越障总重所要求的起飞全重。参见第三阶段障碍物（步骤 6）。

5.延长的第二阶段爬升最大起飞全重

(a)根据最后阶段所需梯度能力(2.88%)和机场温度/标高,利用最后起飞爬升图表(81 页)，读出延长的第二阶段最大起飞全重（48,700 公斤）。

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4（续）

注： 现在有必要确定在最大全重下延长第二段爬升，是否能够越过障碍。如果这个重量不能满足越障要求，就需要根据手册正文 4.9 节中步骤 7（b）的程序来减重。如果这个重量满足了越障要求，则延长的第二阶段障碍物限制的起飞全重，即为最大允许全重（48,700 公斤，步骤 5（a））。

(b)因为跑道坡度为 0，从基准零点起障碍物高度总是 800 尺。如果起飞全重小于 56,000kg（已知），障碍物距基准零点的距离将总是大于 5,500 英尺。

(c)根据机场温度/标高和延长的第二阶段最大起飞全重（48,700 公斤，步骤 5(a)），利用起飞爬升图表（75 页），读出可用起飞爬升全梯度（5.03%，静风，400ft）。

(d)根据可用全梯度（5.03%，步骤 5（C））和风，利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），读出修正的可用全梯度（4.83%）。

(e)根据障碍物高（800ft）和修正的可用全梯度（4.83%，步骤 5（d）），利用远距离障碍物越障图表（77 页），读得越障所需要的距基准零点的水平距离（20,400ft）。

(f)因为越过 800ft 障碍需要的水平距离（20,400ft，步骤 5（e））小于 55,000ft（步骤 5(b)），可安全越过障碍物，并且延长的第二段障碍物所限制的起飞全重为最大允许全重（48,700kg 步骤 5（a））。

6.第三阶段的障碍物

第三阶段障碍是指在水平飞行加速和计算的飞行路径中的襟翼收起段的障碍物，因此，在第二阶段末端或在这之前必须达到所需的越障高度。除另有要求需要满足外，否则第二段可获得的最大全高度显示在最大改平高度图表上。

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4（续）

以步骤 2（b）中得到的修正可用全梯度开始，可以在远距离障碍物越障图表上构画出最大改平高度线，对于高度线上的每个点，使用下列程序来确定。由最大改平飞高度线和障碍物高度的交叉点可确定修正的越障所需全梯度。

最大改平高度线

(a)假定一个修正的全梯度。

(b)根据修正的全梯度（步骤 6(a)），利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），确定静风全梯度(步骤 2(b)反方向)。

(c)根据机场温度/标高和静风全梯度（步骤 6（b)），利用最大改平高度图表（79 页），读得最大改平高度。

6(a)	6(b)	6(c)
2.72	2.85	983
2.8	2.91	1010
3.0	3.12	1112
3.2	3.35	1215
3.4	3.55	1300

(d)最大改平高度（步骤 6（c)）作为修正全梯度（步骤 6（a)）的函数，绘制在远距离障碍物越障图表（77 页）上。

障碍物限制的起飞全重

(e)最大改平高度线完成后，沿其线到达障碍物高（800ft）处，读得越障所需修正全梯度（3.03%)。

(f)根据越障所需修正全梯度（3.03，步骤 6(e)），利用梯度修正（起飞爬升）表（82 页），确定静风越障所需全梯度（3.16%)。

远距离障碍物限制的起飞重量分析

例 题 4（续）

(g)根据机场温度/标高和越障所需静风全梯度（3.16%，步骤 6（f）），利用起飞爬升图表（75页），读得第三阶段障碍物限制的起飞全重（54,950kg）。

注：用延伸的第二阶段程序所获得的起飞全重能力（48,700kg，步骤 5(f)）与第三段障碍物程序（54,950kg，步骤 6(g)）作比较，很明显第三段程序对本例题而言产生的结果更好。

起飞速度的确定程序与例题 3 相同，这里不再重复。

结论：

最大允许起飞全重（步骤 6(g)）=54,950kg。

最后阶段障碍物限制的起飞重量

例 题 5

目的：

本例题阐述了越障图表的使用。本例题将不使用速度增加程序，同时将示范手册正文（4.9 节）定义的最后阶段障碍的越障分析程序。本例题将确定在所需起飞全重下能否超越障碍，见起飞飞行路径图表，之后将对本例题计算的起飞净航道及全航道进行描述。

已知：

机场条件：

机场标高（压力高度=2,000ft）。
障碍物：距基准零点 110,000ft，高度 1,500ft。
最低要求的改平高度为跑道标高以上 800ft。
跑道长度可满足 56,000 公斤的起飞重量。
跑道坡度：0%。

大气条件：

机场 OAT=0℃(ISA+11℃)。
10 米高处报告的风（32.8 英尺）=-5kt(顺风)。

飞机形态:

襟翼位置：1°。
空调:自动。
防冰:关。
所有刹车及防滞系统工作。

无障碍物限制时允许起飞全重为 56,000kg。

分析：

下面将确定为满足越障是否会减少最大允许起飞重量(56,000kg)。已给定的起飞重量作为问题的开始，问题的答案将基于 4.9 节的越障分析程序。

最后阶段障碍物限制的起飞重量

例 题 5（续）

1.确定基准零点，相对基准零点调正障碍物的距离和高度

在本题中，限定可用跑道长度等于所需起飞跑道长度。因此，基准零点就在跑道末端，不需要调整障碍物的距离和高度。

2.起飞爬升可用梯度

(a)根据机场温度/标高和用于确定第一步基准零点的全重（56,000 公斤），利用起飞爬升图表（75 页），读出起飞可用爬升全梯度（3.27%，静风，400ft）。

(b)根据可用全梯度（3.2%，步骤 2(a)），利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），读出修正的可用全梯度（3.15%）。

越障

由于障碍物距基准零点超过 7000ft，使用远距离障碍物分析程序。

3.第二段中的越障

(a)根据障碍物高度（1,500ft）和修正的可用全梯度（3.15%，步骤 2(b)），利用远距离障碍物越障图表（77 页），距基准零点的水平距离（70,000ft）大于第二阶段 5 分钟爬升限制结束时的水平距离 67,250ft。所以第二阶段襟翼 1、爬升全梯度 3.15%无法满足越障要求，该障碍物将作为最后阶段障碍物进行分析。

4.最后阶段障碍物

当无法在第二阶段安全飞越远距离障碍物时，必需使用第三阶段距离图表（80 页）和最后起飞爬升图表（81 页）来重新建立第二阶段结束后的飞行路径。

(a)选择最低允许改平全高度。

给定 800ft。

最后阶段障碍物限制的起飞重量

例 题 5（续）

(b)根据给定的改平全高度（800ft，步骤 4（a））和可用修正爬升全梯度（3.15%，步骤 2（b）），利用远距障碍物越障图表（77 页），读出障碍物高于基准零点高度（570ft）和距基准零点的水平距离(24,600ft)，这就是第二阶段的末端。

(c)根据与步骤 4（b）相同的风修正的全梯度（3.15%），利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），进一步将上述梯度修正到选择的改平全高度（800ft）。最后修正的全梯度为 3.00%。

(d)根据机场温度/标高和修正的可用全梯度（3.00%，步骤 4（c）），利用第三阶段距离图表（80 页），读出第三阶段净距离=33,500ft，第三阶段全距离 28,700ft。

(e)将第三段净距离和全距离（步骤 4（d））分别与第二段末净距离和全距离（24,600 英尺，步骤 4（b））相加，得出从基准零点到第三阶段末的总净距离和总全距离。

总净距离=58,100 英尺（24,600+33,500）
总全距离=53,300 英尺（24,600+28,700）

(f)根据机场温度/标高和用于确定步骤 1 基准零点的全重（56,000 公斤），利用最后起飞爬升图表（81 页），读出最后阶段可用全梯度（3.10%）。

(g)按 FAR 要求计算的越障所需全高度如下：

全高度=障碍物高*+35+（0.008×障碍物距离*）
2,415ft=1,500(步骤 1)+35+（0.008×11,000(步骤 1)）

*相对于基准零点

(h)根据最后阶段可用全梯度 3.10%（步骤 4（f）），利用梯度修正（最后起飞爬升)图表(82 页），并相对于风和全高度（2,415ft，步骤 4（g））对上述梯度进行修正，由于越障所需全高度高于 1,500 英尺，查阅全高度修正计算尺上的高度，得到修正的最后阶段可用全梯度（2.78%）。

最后阶段障碍物限制的起飞重量

例 题 5（续）

(i)修正的最后阶段可用全梯度（2.78%，步骤 4（h））减掉 0.8%，得出修正的最后阶段可用净梯度（1.98=2.78-0.8）。

(j)在第三阶段末越过高 1,500ft 的障碍物所需的保持净高，就是障碍物高度与第三阶段障碍物相对于基准零点的高度（570ft，步骤 4（b））之差。这个净高度要在修正后的最后阶段可用净梯度（1.98%，步骤 4（i））基础上得到。爬升到这个高度所经过的水平距离将是：

$$\text{最后阶段距离}=\frac{\text{障碍物高}-\text{第三阶段高}}{\text{修正的最后阶段可用净梯度}}$$

$$\text{即：}46{,}970\text{ft}=\frac{1500-570}{0.0198}$$

(k)最后阶段距离(46,970ft,步骤 4(j))加上从基准零点到第三阶段末的净距离(58,100ft,步骤 4（e)），得出从基准零点到越过障碍物的总净距离（105,070ft)。

(l)由于越障所需总距离（105,070ft，步骤 4（k））小于从基准零点到障碍物的距离（11,000ft)，该障碍物不影响起飞全重 56,000kg(已知)。

(m)在起飞航道末的全高度为：

全高度=障碍物高+35+(0.008×距基准零点的水平距离)
2,376ft=1,500+35+(105,070)

注: 起飞速度的确定程序与例 3 相同,这里不再重复.

结论:

最大允许起飞全重（步骤 4（l））为:56,000kg。

改进爬升性能障碍物限制的起飞重量分析

例 题 6

目的：

本例题将介绍越障图表的使用，并演示手册正文 4.9 节定义的使用改进爬升性能的越障分析程序，对于给定障碍物将确定其最大允许起飞总重。

已知：

机场条件：

机场标高（压力高度）=5,000ft。
实际可用跑道长度=10,600ft。
跑道坡度=1%(上坡)。
净空道：无
停止道：无
障碍物：高 230ft，距实际可用跑道末端 16,000ft。

大气条件：

机场 OAT=-20℃（ISA-25.1℃)。
在 10 米（32.8ft）高度报告的风=20kt(顶风)。

飞机形态:

襟翼位置：1°
空调:自动
防冰:关
所有刹车与防滞系统工作。

起飞：

起飞全重=59,000kg。
修正的可用加速—停止距离=10,500ft。
起飞速度增加=3.0 单位。

分析：

将确定是否越障需减少允许起飞全重（59,000kg，已知），该问题的答案将依据手册正文 4.9 节的越障分析程序给出。

改进爬升性能障碍物限制的起飞重量分析

例 题 6（续）

1.确定基准零点

基准零点是起飞航道分析的起点，也是确定障碍物位置的基准点。基准零点是跑道或所需起飞距离末端净空道平面上的一个点，基准零点的确定如下：

(a)使用改进爬升性能程序修正的所需跑道长度（4.10 节）

(1)零速度增量的起飞全重

根据起飞全重和起飞速度增量（本题给定 59,000kg，3.00 单位），利用改进爬升性能图表（72 页）的场地长度/爬升限制部分，沿场地长度限制引导线到零速度增量，并读出在零速度增量下的相应（相对于所需跑道长度）起飞全重（61,000 公斤）。

(2)根据零速度增量相应的起飞全重（61,000kg，步骤 1（a）（1））、机场温度/标高，利用场地长度限制图表（65 页），读得修正的所需跑道长度（9,550ft）。

(b)根据修正的所需跑道长度（9,550ft）和修正的可用加速—停止距离（10,500，已知），利用跑道长度和 V_1 调整图表（63 页），遵循 $V_1/V_R \leq 1.0$ 的限制，读出单发失效修正的所需起飞距离（9,080ft）。

(c)根据修正的所需起飞距离（9,080，步骤 1(b)）、已知的跑道坡度条件、风和防冰形态，利用单发失效修正起飞距离图表（61 页），反方向查阅图表，读得实际单发失效所需起飞距离（9,160ft）。

改进爬升性能障碍物限制的起飞重量分析

例 题 6（续）

(d)根据修正的所需跑道长度（9,550ft，步骤 1 (a)）、已知的跑道坡度条件、风和防冰形态，利用所有发动机工作修正跑道长度图表（P60），反方向查阅图表，读得实际全发工作时的所需起飞距离（9,300ft）。

(e)实际所需起飞距离(9,300ft)是单发失效（9,160ft，步骤 1（c））或全发工作(9,300ft，步骤 1（d））所需起飞距离中的较大者。这就是相对于跑道头松刹车的基准零点位置。

2.相对于基准零点调整障碍物距离和高度

从实际可用跑道长度（10,600ft）中减去实际所需起飞距离（9,300ft），并将这一差值加到可用跑道长度（16,000ft，已知）末端测得的障碍物距离上。在有坡度的跑道上，还必须相对于基准零点与可用跑道长度末端之间的标高差对障碍物高进行修正，用实际所需起飞距离（9,300ft，步骤 1（e））与实际可用跑道长度（10,600ft，已知）之差乘以跑道坡度（0.01，已知）。将结果与实际可用跑道长度末端测得的障碍物高（230 英尺，已知）相加。见手册正文 4.9 节中坡度跑道对越障的影响。

3.起飞爬升可用梯度

(a)根据机场温读/标高和用于确定基准零点（步骤 1）的全重（59,000kg），利用起飞爬升图表（75 页），读得起飞爬升可用全梯度=2.12%。

改进爬升性能障碍物限制的起飞重量分析

例 题 6（续）

(b)因使用改进爬升性能技术，根据起飞爬升全梯度（2.12%，步骤 3(a)）和起飞速度增量（3.00 单位，已知），利用起飞爬升（改进爬升性能）图表，读得改进爬升性能条件下的可用起飞爬升全梯度=2.33%。

(c)根据可用起飞爬升全梯度（改进爬升性能条件下）（2.33%，步骤 3(b)），利用梯度修正（起飞爬升）图表（82 页），读得修正的可用全梯度=2.51%。

越障

因为障碍物距基准零点大于 7,000 英尺，使用远距离障碍物分析程序。

4.第二阶段中越障

(a)根据高出基准零点的障碍物高（243ft，步骤 2）和修正的可用全梯度（2.5%，步骤 3(c)），利用远距障碍物越障图表（77 页），读得距基准零点的水平距离（14,400ft），因为这一距离在延长的第二阶段爬升以内，故继续进行步骤 4(b)的分析。

(b)根据高出基准零点的障碍高（243ft,步骤 2）和修正的可用全梯度（2.51%，步骤 3(c)），利用远距离障碍物越障图表（77 页），读出越障所需全高度（392ft）。

(c)根据机场温度/标高和可用全梯度(2.33%，步骤 3（b））)，利用最大改平高度图表（79 页）。读出最大改平高度（733ft）。

(d)步骤 4（c）得出的最大改平高度大于步骤 4（b）的越障所需全高度，因此，第二阶段可以越障。

改进爬升性能障碍物限制的起飞重量分析

例 题6(续)

(e)根据障碍物距基准零点的水平距离（17,300ft，步骤 2）和修正的可用全梯度（2.51%，步骤 3（c）），利用远距离障碍物越障图表（77 页），读出障碍物高出可用基准零点的高度（295ft）。

(f)因为障碍物高出基准零点的可用高度（295ft，步骤 4（e））大于障碍物高于基准零点的高度（243ft，步骤 2），故可以越障并没有任何限制。在起飞速度增加了 3 个单位情况下，允许起飞全重为 59,000kg。

V_1（MCG）限制的起飞

例 题 7

目的：

本例题介绍了当起飞决断速度 V_1 小于最小地面操纵速度 V_1（MCG）时，一般图表的使用和所需的分析程序。下面将要确定最大允许起飞全重及相应的起飞速度。

已知：

机场条件：

机场标高（压力高度）=0ft。
实际可用跑道长度=5,000ft。
跑道坡度=0%。
净空道=允许的最大值。
停止道：无
障碍物：无

大气条件：

机场 OAT=9.5℃(ISA-5.5℃)。
10 米高度(32.8ft)报告风=0kt。

飞机形态:

襟翼位置：1°
空调:自动
防冰:关
防滞:不工作
所装轮胎限速 225MPH

最大结构起飞限重：

62,000 公斤

V_1 (MCG) 限制的起飞

例 题 7(续)

分析:

最大允许起飞全重是下列中最严重的限制(最小值):

(1)最大结构起飞重量限制（第 1 章)。

(2)场地长度限制的起飞全重（4.4 节)。

(3)爬升限制的起飞全重（4.5 节)。

(4)轮胎速度限制的起飞全重（4.6 节)。

(5)越障限制的起飞全重（4.9 节)。

(6)V_1 (MCG) 限制的起飞全重（4.8 节)。

最大结构起飞重量限制在第 1 章中可以找到，本例给定为 62,000 公斤。

修正的可用跑道长度是基于机场和大气条件及飞机形态而确定的。修正的可用跑道长度用来确定场地长度限制的起飞全重。

爬升和轮胎速度限制的起飞全重的确定基于机场和大气条件以及飞机形态。

本例题未给出障碍物，因此不存在越障限制对起飞重量的影响。

在最严重的起飞全重限制及相应的起飞速度确定后，不能有任何违背手册正文 4.7 节所定义的起飞速度限制的情况。本例题按给定条件检查了地面可操纵最小速度 V_1 (MCG) 超出了起飞决断速度 V_1 的情况，并且将结合手册正文 4.8 节中 $V_{1(MCG)}$限制的起飞分析程序来解答这个问题。

V_1 (MCG) 限制的起飞

例 题 7(续)

1.修正的可用跑道长度的确定。(4.3 节)

(a)根据实际可用跑道长度(5,000ft)、已知的净空道、跑道坡度、风和防冰构形，利用所有发动机工作修正跑道长度图表(60 页)，读出所有发动机工作修正的可用跑道长度(5,530ft)。

(b)根据实际可用跑道长度(5,000ft)、已知的净空道、跑道坡道、风和防冰构形，利用单发失效修正起飞距离图表(61 页)，读出单发失效修正的可用起飞距离为 5,570ft。

(c)将停止道(0ft)加到实际可用跑道长度(5,000ft)上，得到实际可用加速-停止距离(5,000ft)。

(d)割据实际可用加速停止距离、已知的跑道坡度、风、防冰和刹车构形，利用修正的加速-停止距离图表(62 页)，读出修正的可用加速-停止距离(2,130ft)。

(e)根据单发失效修正的起飞距离(5,570ft，步骤 1(b))和修正的可用加速-停止距离(2,130ft，步骤 1(a))，利用跑道长度和 V_1 调正图表(64 页)，读出修正的可用跑道长度(单发)=3,3550ft。

注：V_1/V_R 不能小于表中的最小值。若有必要，使用小于单发失效修正的可用起飞距离。

(f)全发工作修正的可用跑道长度(5,530ft，步骤 1(a))和修正的可用跑道长度(单发失效)(3,550ft，步骤 1(e))中的较小值，就是修正的可用跑道长度(3,550ft)。修正的可用跑道长度(3,550 英尺)被用于确定场地长度限制的起飞全重。

2.场地长度限制的起飞全重的确定。(4.4 节)

根据机场温度/标高和修正的可用跑道长度(3,550ft，步骤 1(f))，利用场地长度限制图表(84 页)，读出场地长度限制的起飞全重=46,250 公斤。

V_1（MCG）限制的起飞

例 题 7(续)

3.爬升限制的起飞全重确定（4.5 节）

利用起飞爬升限制图表（66 页），在相应的机场温度/标高处读出爬升限制的起飞全重=61,000 公斤。

4.轮胎速度限制的起飞全重确定（4.6 节）

利用轮胎速度限制图表（67 页），对应于相应的机场温度/标高和风速，读出轮胎速度限制的起飞全重≥78,000 公斤。

5.最大允许起飞全重的确定

从 2、3、4 步中的起飞全重限制和最大结构起飞全重限制中取其最小者，即为最大允许起飞全重（46,250 公斤）。

6.起飞速度的确定（4.7 节）

注：起飞速度的计算使用手册正文 4.7 节中关于起飞决断速度 V_1 的确定程序。本程序中的某些步骤，在前面已完成了。

(a)单发失效修正的可用起飞距离（5,570ft，步骤 1（b））。

(b)根据机场温度/标高和第五步得出的允许起飞全重，利用场地长度限制图表（84 页），读出修正的所需跑道长度=3,550ft。

(c)修正的可用加速-停止距离（2,130ft，步骤 1（d））。

(d)进入跑道长度和 V_1 调正图表（64 页）：

(1)根据单发失效修正的可用起飞距离（5,570ft，步骤 6（a））和修正的所需跑道长度（3,550ft，步 6（b）），读出 $V_1/V_{R MIN}$=0.72。

注：V_1/V_R 不可以小于图中给出最小值。若有必要，使用小于单发失效修正的可用起飞距离。

(2)根据修正的可用加速—停止距离(2,130ft，步骤 6(c))和修正的所需跑道长度(3,550ft，步骤 6(b))，读出 $V_1/V_{R MAX}$=0.72。

V_1（MCG）限制的起飞

例 题 7(续)

(e)根据机场温度/标高、允许起飞全重(46,250 公斤，步骤 5)、V_1/V_{Rmin}（0.72，步骤 6（d）（1））和 V_1/V_{RMAX}（0.72，步骤 6（d）（2）），利用起飞速度图表（68 页），读出起飞速度 V_R=126.5kt，V_2=136.5kt，V_{1MIN}=91.1kt 和 V_{1max}=91.1kt。注意 V_1 由 V_1/V_R 乘以 V_R 得到。

7.最大刹车能量速度的确定（4.7 节）

根据机场温度/标高、允许起飞全重（96,500lb，步骤 5）、已知的跑道坡度、风及刹车构形，利用刹车能量限制图表（69 页），读出最大刹车能量速度 V_{MBE}≥220kt。因为步骤 6（e）得到的整个 V_1 速度范围小于 220kt，所以 V_{MBE} 无任何限制。

8.最小地面可操纵速度 V_1 的确定（4.7 节）

根据机场温度/标高和允许起飞全重（46,250kg，步骤 5），利用最小地面可操纵速度 V_1 图表（71 页），读出最小地面可操纵速度 $V_{1\ (MCG)}$ =117.2kt。因为步骤 6（e）得到的整个 V_1 速度范围都小于 117.2kts，所以 V_{1MCG} 限制起作用。

注：因此，将遵循手册正文 4.8 节的 $V_{1\ (MCG)}$ 限制的起飞分析程序完成本例题。

9.$V_{1\ (MCG)}$ 限制的起飞程序（4.8 节）

(a)跑道长度修正

根据实际可用加速-停止距离（5,000ft 步骤 1（c））、已知的跑道坡度、风和刹车构形，利用修正的跑道长度 $V_{1(mcg)}$ 限制图表（85 页），读出修正的可用加速-停止距离=2,130ft。

(b)最大起飞重量

根据机场温度/标高和步骤 9（a）得到的修正可用加速-停止距离，利用 $V_{1(mcg)}$ 场道限制表（83 页），读出起飞全重=45,000kg。

V_1（MCG）限制的起飞

例 题 7(续)

(c)起飞速度

根据步骤 9（b）中确定的 $V_{1\ (MCG)}$ 限制的起飞全重（45,000kg）和机场温度/标高：

(1)　进入起飞速度图表（68 页），读出 V_R=123.7kt，V_2=134.2kt。

(2)　进入最小地面操纵速度 $V_{1\ (MCG)}$ 图表（71 页），读出 $V_{1\ (MCG)}$ =117.4kt。

结论：

最大允许起飞全重（步骤 9（b））：45,000kg。

起飞速度（步骤 9（c）（2））：V_1=V_{1mcg}=117.4kt
（步骤 9（c）（1））：V_R=123.7kt
（步骤 9（c）（1））：V_2=134.2kt

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8

目的：

本例题将介绍在给定条件下，如果起飞决断速度 V_1 超过了最大刹车能量速度 V_{MBE} 时应遵循的程序，同时将确定最大允许起飞全重及相对应的起飞速度。

已知：

机场条件：

机场标高（压力高度）=0ft
实际可用跑道长度=11,000ft
跑道坡度=—2%(下坡)
净空道：允许的最大值
停止道：无
障碍物：无

大气条件：

机场 OAT=11℃（ISA-4℃）
10 米（32.8 英尺）高度报告风=-15kt(顺风)

飞机形态:

襟翼位置：1°
空调:自动
防冰:关

最大结构限制起飞重量：

62,000kg

分析：

最大允许起飞全重是下列最严重的限制数据（最小值）：

(1)最大结构限制起飞重量（第 1 章)。
(2)场地长度限制的起飞重量（4.4 节)。
(3)爬升限制的起飞重量（4.5 节)。

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8（续）

(4)轮胎速度限制的起飞全重（4.6 节）。
(5)越障限制的起飞全重（4.9 节）。

第一章中可找到最大结构限制的起飞全重，本题给定 62,000kg。

修正的可用跑道长度取决于机场和外界大气条件以及飞机形态。修正的可用跑道长度用来确定场地长度限制的起飞全重。

爬升和轮胎速度限制的起飞全重基于机场和大气条件以及飞机形态而定。

本例题无障碍物，也就无障碍物限制起飞全重。

在最严重的起飞全重限制及相应的起飞速度确定后，不能有任何违背手册正文 4.7 节所定义的起飞速度限制的情况。本例题将检验当整个允许起飞决断速度 V_1 的数值范围超过刹车能量速度 V_{MBE} 的情况，同时将要求降低由刹车能量限制起飞全重所确定的起飞全重。

1.修正的可用跑道长度的确定（4.3 节）

(a)根据实际可用跑道长度（11,000ft）、已知的净空道、跑道坡度、风和防冰构形，利用全发工作修正的跑道长度图表（60 页），读出全发工作修正的可用跑道长度=10,820ft。

(b)根据实际可用跑道长度（11,000ft）、已知的净空道、跑道、坡度、风和防冰构形，利用单发失效修正的起飞距离图表（61 页），读出单发失效修正的可用起飞距离=11,180ft。

(c)实际可用跑道长度 11,000ft 加上停止道（0ft），得到实际可用加速-停止距离(11,000ft)。

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8（续）

(d)根据实际可用加速-停止距离（11,000ft）、已知的跑道坡度、风、防冰和刹车构形，利用修正的加速-停止距离图表（62 页），读出修正的可用加速-停止距离=8,830ft。

(e)根据单发失效修正的起飞距离（11,180ft，步骤 1（b））和修正的可用加速-停止距离（8,830ft,步骤 1 步（d）），利用跑道长度和 V_1 调整图表（63 页），读出修正的单发失效可用跑道长度为 10,020ft。

(f)全发工作修正的可用跑道长度（10,820ft，步骤 1（a））与单发失效修正的可用跑道长度（10,020ft，步骤 1（e））中的较小者，即为修正的可用跑道长度（10,020ft）。该值被用来确定场地长度限制的起飞全重。

2.场地长度限制的起飞全重的确定（4.4 节）

根据机场温度/标高和修正的可用跑道长度（10,020ft），利用场地长度限制图表（65 页），读出场地长度限制的起飞全重=85,000kg。

3.爬升限制的起飞全重的确定（4.5 节）

进入起飞爬升限制图表（66 页），相对于已知的机场温度/标高，读出爬升限制的起飞全重=61,050kg。

4.轮胎速度限制的起飞全重的确定（4.6 节）

进入轮胎速度限制图表（67 页），相对于已知的机场温度/标高、襟翼位置和风，读出轮胎速度限制的起飞全重=70,000kg。

5.最大允许起飞全重的确定

在 2、3、4 限制的起飞全重和最大结构限制起飞全重中取最小者，即为最大允许起飞全重（61,050kg）。

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8（续）

6.起飞速度的确定（4.7 节）

注：起飞速度的计算使用手册正文 4.7 节中关于起飞决断速度 V_1 的确定程序，该程序中的某些步骤已在前面完成。

(a)单发失效修正的起飞可用距离（11,180ft，步骤 1(b))。

(b)根据机场温度/标高和步骤 5 得到的允许起飞全重，利用场地长度限制图表（65 页），读出所需要的修正跑道长度=8,550ft。

(c)修正的可用加速-停止距离（8,830ft，步骤 1（a))。

(d)进入跑道长度及 V_1 调整图表（63 页）：

(1) 根据单发失效修正的可用起飞距离（11,180ft，步骤 6（a））和修正的所需跑道长度（8,550ft，步骤 6（b)），读出 V_1/V_{Rmax}=0.77（表上没有表示出）。

(2) 根据修正的可用加速-停止距离（8,830ft，步骤 6（c））和修正的所需跑道长度（8,550ft，步骤 6（b)），读出 V_1/V_{RMAX}=0.992。

(e)根据机场温度/标高、允许起飞全重（61,050kg，步骤 5）、V_1/V_{RMIN}（0.77，步骤 6（d）（1））和 V_1/V_{RMAX}（0.992，步骤 6（d）（2））,利用起飞速度图表（68 页），读出起飞速度 V_R=156.1kt,V_2=161.5kt,V_{1min}=120.2kt 和 V_{1max}=154.9kt。

7. 地面最小操纵速度 V_1 的确定（4.7 节）

根据机场温度/标高和允许起飞全重（61,050kg），利用地面最小操纵速度 V_1 图表（71 页），读出地面最小操纵速度 V_{1MCG}=116.0kt。因为步骤 6（e）得到的整个 V_1 范围都大于 116.0kt，所以 V_{1MCG} 无任何限制。

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8（续）

8.最大刹车能量速度的确定（4.7 节）

(a)根据机场温度/标高、允许起飞全重（61,050kg，步骤 5）、已知的风和刹车构形，利用刹车能量限制图表（70 页），读出最大刹车能量速度 V_{MBE}=118.9kt。

(b)步骤 6（e）得到的整个 V_1 范围都大于刹车能量速度 V_{MEB}，所以 V_1 受刹车能量限制，必须减少起飞全重，V_1 等于 V_{MBE} 最大刹车能量速度。为得出这一全重，根据 V_1/V_R 之比和相应的修正跑道长度，在跑道长度和 V_1 调整图表（63 页）上点出 V_{MBE} 的限制数据点。其结果列表如下：

全重（公斤）	VR kt	VMBE kt	$\frac{V1}{VR}=\frac{VMBR}{VR}$	修正跑道长度 ft
62,000	158.0	117.6	0.7443	8,900
56,000	146.6	127.5	0.8697	6,920
61,050	156.1	118.9	0.7617	8,550
60,000	154.1	120.8	0.7839	8,200
58,000	150.5	124.1	0.8246	7,550

(c)由跑道长度及 V_1 调整图表（63 页），可确定本题答案。答案必须满足 V_{MBE} 的限制，即：单发失效修正的所需起飞距离不大于可用距离（11,180ft），修正的所需加速-停止距离不大于可用加速-停止距离（8,830ft）。对本例题而言，其答案为：修正的跑道长度 8,530ft，V_1/V_R=0.766。

刹车能量限制的起飞重量分析

例 题 8（续）

(d)根据机场温度/场高和修正的跑道长度 8,530ft（步骤 8（c）），利用场地长度限制图表（65 页），确定的最大允许 V_{MBE} 限制的起飞全重为 60,900kg。

(e)根据机场温度/标高、限制的起飞全重 60,900kg 和 V_1/V_R=0.766，利用起飞速度图表（68 页），确定起飞速度并化整得：

V_R=156kt　　V_1=120kt　　V_2=161kt

结论：

为了说明例题的目的选择襟翼位置 1，对于增加襟翼偏转角由于相应的起飞速度降低，其允许的起飞全重可以更大。

最大允许起飞全重（步骤 8（d））：60,900kg

起飞速度（步骤 9（e））：V_1=120kt
V_R=156kt
V_2=161kt